



Escola d'Enginyeria de Telecomunicació
i Aeroespacial de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TREBALL DE FI DE CARRERA

TÍTOL DEL TFC: Design and implementation of a first stage nozzle for a low cost mini-launcher

TITULACIÓ: Enginyeria Tècnica Aeronàutica, especialitat Aeronavegació

AUTORS: Alex de la Torre González

DIRECTOR: Sonia Pérez Mansilla

DATA: 22 de Juliol de 2011

Título: Design and implementation of a first stage nozzle for a low cost mini-launcher

Autores: Alex de la Torre González

Director: Sonia Pérez Mansilla

Fecha: 22 de Julio de 2011

Resumen

Este trabajo de fin de carrera (TFC) trata del estudio del diseño y construcción de una tobera para la primera etapa de una minilanzadera que use combustible sólido basado en APCP (*Ammonium Perchlorate Composite Propellant*). El TFC forma parte de un proyecto del MIT y C asignado a la EETAC.

Usaremos el simulador Moon2.0 para diseñar los parámetros básicos de la tobera. Asimismo se deberán hacer una serie de pruebas de materiales para validar la tecnología basada en materiales compuestos como Carbon FOAM, graphite y cerámicos.

En este trabajo final de carrera intentamos comprobar si este diseño es útil para un proyecto de una lanzadera de bajo coste como es el Wiki-Launcher de menos de 100 kg de masa que pone en órbita LEO (Low Earth Orbit) un femtosatélite de menos de 100 gramos de masa.

Palabras clave: Tobera, Low cost, Mini-launcher, Femto-satellite, Carbon FOAM, Graphite, Ceramic

Title: Design and implementation of a first stage nozzle for a low cost mini-launcher

Authors: Alex de la Torre González

Director: Sonia Pérez Mansilla

Date: July 22nd, 2011

Overview

This study is addressed to design and build a nozzle for a first stage of a solid propellant APCP (Ammonium Perchlorate Composite Propellant) based as a part of an EETAC university grant.

We will use the simulator Moon2.0 to design the basics nozzle parameters. A series of material tests should be done in order to validate the technology based on composite materials such as Carbon FOAM, graphite and ceramics.

In this final bachelor work, we try to check if this design is useful for a project like the low cost Wiki-Launcher less than 100 kg mass that puts in LEO (Low Earth Orbit) orbit a femtosatellite of less than 100 gram mass.

Keywords: Nozzle, Low cost, Mini-launcher, Femto-satellite, Carbon FOAM, Graphite, Ceramic

INDEX

INTRODUCTION	15
ACRONYMS, ABBREVIATIONS AND DEFINITIONS	21
CHAPTER 1. WIKISAT SPACE PROGRAM	23
1.1 Wikisat Project	23
1.1.1 N-Prize contest	23
1.1.2 Wikisat Space Program	23
1.2 The femto-satellite: WikiSat	23
1.2.1 Specifications	23
1.2.2 Subsystems	24
1.3 Wikisat prototypes	25
1.3.1 Prototype 1	25
1.3.2 Prototype 2	25
1.3.3 Prototype 3	26
1.3.1 Prototype 4	26
1.3.1 Prototype 5	27
1.4 The mini-launcher: WikiLauncher	27
1.4.1 Specifications	27
1.4.2 Subsystems	27
1.4.3 WikiLauncher prototypes	28
1.5 The launching ramp - High altitude balloon	29
1.5.1 Specifications	29
1.5.2 Subsystems	30
CHAPTER 2. LOW COST NOZZLES	33
2.1 Definition	33
2.2 Rocket nozzles	33
2.3 Introduction to nozzle theory	34
2.4 Converging section	36
2.5 Throat Section	36
2.6 Diverging section	36
2.7 Supersonic nozzle characteristics	37
2.8 The flow pattern	37
CHAPTER 3. PROPELLANT PARAMETERS	41
3.1 Performances of the first stage engine	42
3.2 Corrections for the ideal engine	47

CHAPTER 4. DESIGN OF A FIRST STAGE NOZZLE	49
4.1 Simulation	53
CHAPTER 5. NOZZLE FABRICATION	55
5.1 Nozzle material selection	55
5.2 Previous design required	55
5.3 Fabrication tools.....	56
5.4 Lathe turning process.....	56
5.5 Nozzle machined.....	56
5.6 Safety	56
CHAPTER 6. IGNITION	59
6.1 Igniter definition.....	59
6.2 Igniter design	59
6.3 Igniter construction.....	60
CHAPTER 7. ENVIRONMENTAL IMPACT	61
CONCLUSIONS.....	63
7.1 General conclusions	63
7.2 Future work	63
BIBLIOGRAPHY	65
ANNEX A. PROGRAMA DE TESTS DE PROPULSIÓN	67
A.1 Campaña de tests de lanzamientos	67
A.2 Tests de quemado	71
A.3 Tests de presión	76
A.4 Tests de ignición	80
ANNEX B. PROPULSORES SÓLIDOS DE BAJO COSTE.....	81
B.1 Motores de propulsión sólido	81
B. 2 Composición del propulsor	84
B.2.1 Oxidantes	84
B.2.2 Sistemas aglutinantes (Binders)	89
B.2.3 Aditivos de combustible	89

B.3 Propulsor Compuesto Perclorato de Amonio (APCP).....	90
ANNEX C. CAMARA DE COMBUSTIÓN	95
C.1 Diseño de la cámara de combustión	95
C.2 Cámara de combustión de combustibles sólidos.....	97
C.2.1 Presión de combustión	98
C.3 Integridad de la cámara de combustión.....	100
C.3.1 La protección térmica.....	100
C.3.2 juntas de intersección	102
C.4 Diseño de la camara de combustion de la primera etapa	103
ANNEX D. MECANIZADO DE LA TOBERA	105

LIST OF FIGURES

Figure 1 Wikisat partners	19
Figure 2 WikiSat version 1 based on the Texas Instruments MCU eZ430	25
Figure 3 WikiSat version 2 based on <i>SparkFun</i> modules	25
Figure 4 WikiSat version 3 based on homemade PCB.....	26
Figure 5 WikiSat version 4 based on LASER CNC fabrication over a PCB.....	26
Figure 6 WikiSat version 5 professional fabrication with two high definition cameras	27
Figure 7 Prototype of the first stage	29
Figure 8 High altitude balloon and launching ramp	30
Figure 9 The Moon2.0 platform	31
Figure 10 a) Conic milling cutter and b) Homemade milling cutter	35
Figure 11 The flow pattern	39
Figure 12 Nozzle length parameters	50
Figure 13 Revolution pattern measure for the interior shape of the nozzle	51
Figure 14 a) Nozzle front view and b) Nozzle top view of nozzle	51
Figure 15 Perspective with $\frac{1}{4}$ section view of the nozzle	52
Figure 16 View of the steel nozzle.....	52
Figure 17 applied forces	53
Figure 18 a) Light bulb with a hole, b) Full of powder and c) wires.....	60
Figure 19 Launch #5 Test	70
Figure 20 Burns Test.....	71
Figure 21 Pressure Test.....	76
Figure 22 Schematic of a solid fuelled rocket motor.....	82
Figure 23 Ammonium perchlorate	85
Figure 24 Ammonium nitrate	86
Figure 25 Potassium perchlorate.....	87
Figure 26 Nitronium perchlorate or Nitroxyl Perchlorate.....	88
Figure 27 Longitud de las parcelas de la cámara en función del diámetro de la boca	97
Figure 28 Thermal protection	101
Figure 29 A common spray vessels to be used as the combustion chamber .	104
Figure 30 Cilindrado y refrentado de las superficies exteriores.....	105
Figure 31 Cilindrado de la parte de la tobera que penetra en la cubierta del motor	106
Figure 32 Corte del alojamiento de la junta toroide	106
Figure 33 Los perfiles interiores están vaciados hacia fuera.....	107
Figure 34 Operaciones de taladrado y torneado	108
Figure 35 Torneado del perfil exterior del cono divergente	109
Figure 36 Utilización del carro con avance automático para cortar el metal rápido y fácilmente	110
Figure 37 Roscado de los agujeros de fijación.....	111

LIST OF TABLES

TABLE 1	REQUIREMENT FOR THE ROCKET ENGINE
TABLE 2	SIMULATION RESULTS MOON 2.0 - GUIPEP/PROPEP
TABLE 3	PERFORMANCE PARAMETERS
TABLE 4	CORRECTIONS FOR THE IDEAL ENGINE
TABLE 5	NOZZLE PARAMETERS
TABLE 6	BULB IGNITER MATERIALS
TABLE 7	COMPARISON OF ISP
TABLE 8	AMMONIUM PERCHLORATE PROPERTIES
TABLE 9	AMMONIUM NITRATE PROPERTIES
TABLE 10	POTASSIUM PERCHLORATE PROPERTIES
TABLE 11	NITRNIUM PERCHLORATE OR NITROXYL PROPERTIES
TABLE 12	BINDERS USED IN COMPOSITE PROPELLANT
TABLE 13	FUELS USED IN COMPOSITE PROPELLANTS
TABLE 14	STYRENE PROPERTIES
TABLE 15	PHTHALIC ANHYDRIDE PROPERTIES
TABLE 16	METHYL ETHYL KETONE PEROXIDE PROPERTIES
TABLE 17	POWDERED ALUMINUM PROPERTIES
TABLE 18	CHAMBER CHARACTERISTIC LENGTH, L^*

INTRODUCTION

The Space Payload Paradigm is defined as the engineering process of designing a space mission around its payload and not around space industry [1]

This paradigm states that it is feasible to design the mission around the payload and not around the current aerospace industry; only few launchers and orbits are available, hence, even the cost of the “renting” it is really expensive.

In this work we defend the concept of a homemade launcher that was designed for its payload, which will be a femto-satellite, that is, a satellite weighing less than 100 grams. This mini-launcher, weighing less than 100 kilograms, will be controlled by the femto-satellite. Thus, the design is scalable. Moreover, thanks to that, we achieve a significant reduction in size and total weight; also the complexity of subsystems will be low.

The goal of this bachelor thesis is the study of a reliable system of designing a nozzle, but not a conventional nozzle, but a low-cost nozzle for the first stage of a mini-launcher and with the objective of reducing costs and therefore avoiding the monopoly of the space established nowadays by big companies.

A launcher is a device that permits to create an advancing force by means of a reaction of the propellant engines in the combustion chamber. This principle is known as the action-reaction principle or Third Law of Newton. As a result of the reaction of the engines, a big quantity of hot gases at high pressures expand and accelerate through a nozzle generating the advancing force known as “Thrust”.

A mini-launcher is a launcher at small scale. Ours has two stages of launch and its goal is to put into orbit a femto-satellite or even a pico-satellite (slightly heavier). The first stage of the launch is the one in charge for putting into a LEO orbit our femto-satellite, which is called WikiSat. The launch will start from a balloon at around 30 km of altitude and should produce an initial thrust able to reach an apogee of altitude of 250 km. Once this altitude is achieved, the second stage will be activated. This second stage was already studied in a previous bachelor thesis by Ernest Arias [12]. This second stage is quite different in respect of the design of parameters because its function is to reach the orbital speed. Nevertheless, both stages have in common a short recording time and very high accelerations.

In order to be able to design the adequate nozzle, an exhaustive study has been done, being conscious all the time of the small and limited budget. Thus, we had to adapt to the materials we had and learn how to process them.

During the study, we have taken into account some basic and important factors as follows.

The first one was the choice of the propellant, ending by a solid propellant or “grain”, based on a chemical mixture of a propellant and an oxidant in shape of dust, joint by agglutinative material that will be APCP (Ammonium Perchlorate

Composite Propellant). This choice was done using the simulator Moon2.0. For the sake of completeness, the reader can find the detailed study of the propellants in the Annex B.

The second factor that was taken into account was the design of the combustion chamber, which gives us the thrust parameters (DeltaV) that will be necessary for the later design of the nozzle. A combustion chamber for a solid propellant is essentially a tank of high pressure that contains all the mass of the solid propellant and whose function is to retain the propeller engines during the period of time needed to ensure the complete mixture of the mixture. For the sake of completeness, the reader can find the complete study of the combustion chamber in the Annex C.

The third factor that was taken into account has been the design of the ignition system, which is the device that has the function of initiating the combustion of the solid propellant.

Once these three factors have been defined, we have proceeded to develop the design of our nozzle for the first stage of the launch. We recall that a nozzle is a mechanical device designed to control the characteristics of a fluid flux that converts the enthalpy of the gases produced by the burn of the propellant in kinetic energy and traduces the power of the motor into thrust. This development has consisted of a structural, mechanical and thermodynamics studies. Once the design of the nozzle has been designed, we have proceed to a mechanical and thermodynamic simulation with CATIA V5 in order to test the structural behaviour of the nozzle before its fabrication and to determine if the chosen material, the steel, was apt for this use. Finally, we have proceeded to the fabrication itself by means of a turning. This late fabrication process has been described in Annex D.

The design of this first prototype of nozzle is of "conic" type because it is the simplest design of nozzle that exists. We have chosen this typology so simple because it has permit us to learn from the mistakes that we have been making during the design and advance in the process of making better prototypes in the future. Once the goals that we had have been fulfilled, we can optimize the performance of the design in the future with a nozzle of "Bell" divergent type.

In order to design the first stage nozzle that accomplishes the requirements of the work, a series of burning, pressure and ignition real tests were done before my work. Those tests were made with the design of the first-stage nozzle but with the design of the combustion chamber of the second stage in order to reduce the costs during the burning tests. Those tests are documented in the Annex A for the sake of use for future studies.

In chapter 1 we present the Wikisat space program: The relation between the Wikisat and the N-prize, the presentation of our femto-satellite, mini-launcher, and the subsystems of both. We present in this chapter as well the prototype of the first-stage.

In chapter 2 we introduce the reader to the study of low-cost nozzles for rockets. We define the different sections by which a nozzle is composed: convergent section, section of the neck, divergent section, supersonic characteristics and flux patrons.

Chapter 3 is about APCP parameters: The performances of the first stage engine and corrections for the ideal engine.

In chapter 4 we make the design of the first stage nozzle and the simulation of the deformation.

Chapter 5 deals with the fabrication process of the nozzle: the materials used, how to plan a previous design before the fabrication, the necessary tools for the fabrication, the lathing process, the process of machined the nozzle and the security measures that one has to take for the fabrication.

Chapter 6 is about the ignition systems and it describes what are the igniter and the ignition system.

Finally, we finish by a last chapter showing the environmental impact study of our first stage, the waste generated during the development process and we conclude with the conclusions of this work.

Acknowledgements

First of all I want to be grateful to Joshua Tristancho for being so patient, for helping me every time that I needed it and for bringing me the opportunity of participating in this project where I have learned so much.

Thanks to Lluís Bonet and Ernest Arias for the work with their *Balloon launch ramp* and the *Second stage study*, for being there all the time helping and taking care of all the people who was involved in the project.

Thanks to Francisco Campón for his help with CATIA and our time together.

Finally I would like to thank the sponsors and collaborators of the Wikisat team (see Figure 1).



Figure 1 Wikisat partners

ACRONYMS, ABBREVIATIONS AND DEFINITIONS

Al ₂ O ₃	Aluminum Oxide (alumina)
AN	Ammonium Nitrate
ANCP	Ammonium Nitrate Composite Propellant
AP	Ammonium Perchlorate
APCP	Ammonium Perchlorate Composite Propellant
Aprox	Approximately
BP	Black Powder
CFOAM	Carbon FOAM
CMC	Ceramic Matrix Composite
CP	Composite Propellant
CTPB	Carboxy-terminated Polybutadiene
DB	Double Base
GAP	Glycidal Azide Polymer
GPS	Global Positioning System
GUIPEP	Graphical Interface to PEP
HMX	High Melting Explosive
HTPB	Hydroxy-terminated Polybutadiene
Isp	Specific impulse
LEO	Low Earth Orbit
MCU	Main Control Unit
MEKP	Methyl Ethyl Ketone Peroxide
MIPS	Microprocessor without Interlocked Pipeline Stages
MMC	Metal Matrix Composite
NP	Nitronium Perchlorate
PBAA	Polybutadiene Acrylic Acid
PBAN	Polybutadiene Acrylonitrile
PEPU	Polyether Polyurethane
PMC	Polymer Matrix Composite
PNC	Nitrocellulose Plasticized
PS	Polysulfide
PVC	Polyvinyl Chloride
RDX	Royal Demolition Explosive
SMRs	Solid Rocket Motors
ZS	Zinc Sulphur

CHAPTER 1. WIKISAT SPACE PROGRAM

1.1 Wikisat Project

The present study is a small part of the work made by the group Wikisat where the author has been involved. The Wikisat project is an attempt to demonstrate that it is possible to put a femto-satellite into a Low Earth Orbit (LEO) orbit by means of a private made low-cost mini-launcher. This project is held by the community. The motivation behind it is to participate in a contest that has similar specifications. This contest is called N-Prize. The current work is a small part of this community effort to develop open collaboration using low-cost technology. Some satellite prototypes were done already by the Wikisat group like demonstrators.

1.1.1 N-Prize contest

The N-Prize is a competition to stimulate innovation towards obtaining cheap access to space. According to the rules, the objective is to put into orbit around the Earth a satellite with a mass of between 9.99 and 19.99 grams, and to prove that it has completed at least 9 orbits. No part of any orbit may be lower than 99.99 km above the surface of the Earth¹.

N-Prize has stated that the cost of the launch must fall within a budget of £999.99. A prize of £9,999.99 will be awarded to the first group to achieve it.

The Wikisat group is formed by university teachers, students and collaborators. They develop a femtosatellite called WikiSat and a minilauncher for this satellite called WikiLauncher to participate in the N-prize².

1.1.2 Wikisat Space Program

In order to achieve the N-Prize goal, the Wikisat team has a Space Program. The space program consists of three main parts: A femto-satellite, a mini-launcher and a launching ramp.

1.2 The femto-satellite: WikiSat

1.2.1 Specifications

The WikiSat is a less than 100 grams *femto-satellite* that will be put by the WikiLauncher into a 250 km Low Earth Orbit (LEO). The time in orbit should be between one week and one month. The attitude of the satellite makes more aerodynamic the flight when points towards the Earth and has less drag in the

¹ <http://www.n-prize.com/>

² <http://code.google.com/p/moon-20/>

tiny atmosphere. The communications range is from 200 to 1,000 km depending on atmospheric conditions. It has a high bandwidth link at 2.4 GHz that is affected by the rain and an UHF 433 MHz band for telemetry and to establish the link with the ground station.

1.2.2 Subsystems

Due to mass restrictions, the number of subsystems is low. It has the minimum number of required subsystems to accomplish its mission. These subsystems are:

- **Power Supply subsystem** consists of a LiPoly battery and few voltage regulators. It is possible to turn on or turn off components for power saving. There is the possibility to install small solar cells for long missions
- **Communication subsystem** is able to transmit the payload data to the ground station using an S-Band WiFi like. Also it is able to communicate with other satellite if they fly like a swarm. Upload in 433 MHz band is also available to modify the mission parameters
- **Structure subsystem** has a synergy in the thermal control subsystem and the communication subsystem because the high gain antenna is mainly the structure and the external areas were selected properly to have a passive equilibrium in such a way that the heat flow guarantees a correct operative temperature range
- **Attitude determination subsystem** is made by inertial means through three gyros and corrected by optic sensors which they work like Sun tracker. The attitude determination is used during the launching phase to control the launcher stability and in orbit to point the High Gain Antenna or sensor towards the ground station or interest point
- **Position determination subsystem** is made by inertial means through three accelerometers and corrected by the tracking subsystem during the launching phase and on orbit by almanac
- **Attitude control subsystem** is done by two pairs of magnetorquers. During the launching phase is the Stage 2 of the launcher that follows the payload commands
- **Tracking subsystem** provides absolute coordinates respect to the WGS84 reference frame but it is only used during the launching phase
- **Payload subsystem** is any SMD detector like magnetic field sensor, optic sensor or other kind of SMD component to be validated in space

1.3 Wikisat prototypes

The Wikisat team has already developed five prototypes of femto-satellite during its program.

1.3.1 Prototype 1

The WikiSat prototype 1 was launched in a high altitude balloon on Monday, October 19th, 2009 at 04:00 am. This balloon was never recovered. The version one used a Texas Instrument eZ430 MCU + Transceiver, a simple inertial platform and a coin battery.



Figure 2 WikiSat version 1 based on the Texas Instruments MCU eZ430

1.3.2 Prototype 2

The WikiSat prototype 2 was based on few breakboards over a PCB that works as the High Gain Antenna. This version included:

- 6 DOF (Degrees Of Freedom) Razor – Ultra -Thin IMU from *SparkFun*
- Arduino Pro Mini 168 from *SparkFun*
- Transceiver nRF2401A with Chip Antenna from *SparkFun*
- Coin Lithium battery
- HD Camera

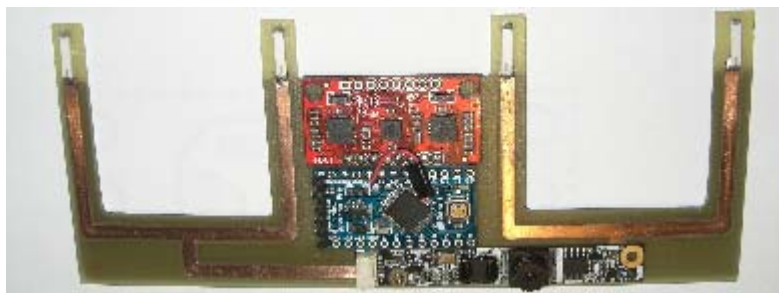


Figure 3 WikiSat version 2 based on *SparkFun* modules

1.3.3 Prototype 3

The WikiSat prototype 3 was a full operative version installed over a homemade inertial platform to control the launcher and the satellite. This design included the High Gain Antenna, the Coin battery, the IMU and a MCU.

This version was a more realistic design that took into account the thermal performances and dynamic loads during the launch. Again, it was designed over a homemade PCB board but in this case integrated with the High Gain antenna. Basic specifications include:

- Arduino based home made MCU
- Inertial platform based on 3 accelerometers and 3 gyros
- Transceiver nRF2401A with homemade High Gain Antenna
- Coin Lithium battery
- HD Camera surface mounted
- 2 Magnetorquers



Figure 4 WikiSat version 3 based on homemade PCB

1.3.1 Prototype 4

The WikiSat prototype 4 was assembled from the beginning in a common PCB ready for an improved High Gain Antenna that also included the IMU, a MCU, four magnetorquers and a new LiPoly rechargeable battery. This version did not have a camera because the camera was considered as an example of payload. An additional version called WikiSat V4.1 was designed and built having a HD camera and a serialize as the payload; it was built using a LASER CNC. The result was very interesting.



Figure 5 WikiSat version 4 based on LASER CNC fabrication over a PCB

1.3.1 Prototype 5

The WikiSat prototype 5 is an evolution of the version 4 that integrated the transceiver and the MCU in a single chip called System-On-Chip (SoC) and that way the design was simplified even more. Also this design included an example of payload implementation based on two stereoscopic high definition cameras.



Figure 6 WikiSat version 5 professional fabrication with two high definition cameras

1.4 The mini-launcher: WikiLauncher

The WikiLauncher is a scalable design able to put up to few femto-satellites into orbit. Depending on the mission parameters, this launcher is constructed and validated. If the payload is large or the orbit is high, the total size will be greater but the complexity remains constant.

1.4.1 Specifications

The WikiLauncher is a less than 100 kg two-stage launcher based on Ammonium Perchlorate Composite Propellant (APCP), which is a solid propellant. The first stage of the launcher consists of reaching the orbit apogee and in our case, the launcher will be launched from a high altitude balloon at 35 km. The second stage consists of achieving the orbital speed at this altitude. Some data: the maximum thrust is about 350 N; first stage burnout time is about 20 s and second stage burnout time is about 3 s.

1.4.2 Subsystems

A reduced number of subsystems are required to accomplish the objective of the mini-launcher which is to inject into orbit, in a simple and autonomous way, up to few femtosatellites. Some subsystems have double purpose trying to use synergies between subsystems. These subsystems are:

- **Safe launch and flight subsystem** is a method to stop by destroying the launcher when the first stage is burning and it does not follow a safe corridor
- **Propulsion subsystem** is in charge to apply a DeltaV or to increment the velocity. Due to the use of solid propellant there is no thrust control

- **Thermal control subsystem** is able to absorb excess heat during the burn, because there is a conductive path in the atmosphere empty. This control is made in the design and it is made by ablation
- **Electrical power supply subsystem** is an independent electrical power source that is used to move servos or to ignite the stages
- **Attitude determination and control subsystem** allows us to know the attitude, managed by the payload, and controller the launcher vector based on purging some pressure from the second stage
- **Position determination and navigation subsystem** is able to know the position relative to the trajectory managed by the payload
- **Trajectory simulation subsystem** is able to know if the trajectory is correct and also adapts the trajectory to real needs, for example, when the apogee is reached; it calculates the required orbital speed
- **Structure subsystem** is able to support the combustion pressure and at the same time the flight loads, being very light
- **Jettison subsystem** is a passive method that breaks when the second stage ignites

1.4.3 WikiLauncher prototypes

We have made the design of a complete prototype concept for the first stage (see Figure 7). This first prototype is designed based on the second stage of WikiLauncher previously made by Ernesto Arias [12].

To counteract the data obtained during the study, we have used the simulator Moon2.0 (revision 110623_2348), which states that the size of the first stage is 675 mm in length, included with the nozzle and 66 mm of diameter. The grain size is a 10% of the total volume of the first stage, which has a volume of 2.09 dm³ in cylinder type and 607.5 mm of length. The type of propellant used is APCP (Ammonium Perchlorate Composite Propellant) based on the following composition:

- 70% Ammonium Perchlorate
- 9.99% Resin (Styrene and Phthalic anhydride)
- 0.01% Catalyst (Methyl ethyl ketone peroxide)
- 20% Fuel (Aluminium powder pure crystalline)

The study of the composition of the fuel is in Annex B.

The construction of the combustion chamber is similar to that of the second stage and it is based on low cost materials, where we again using domestic commercial products, in this case we chose a common spray with the adequate volume and diameter. The theoretical study of the dimensions of the

combustion chamber is in Annex C and it has also been counteracted with the simulator Moon2.0 (revision 110623_2348).

For the design of the nozzle, we have made the two studies mentioned above, since the nozzle is directly related to the propeller and the characteristics of the combustion chamber. The steps followed in this design are detailed in Chapter 2. That will be, the mechanical and thermal simulation to find the critical point of our design, that will be the throat as previewed.

Finally, we have made a machined process to manufacture the nozzle, which is described in Annex D.

Unfortunately, the first prototype has not been tested in real conditions, because this type of test requires the input of the entire group WikiSat and due to lack of time the testing of burning has not been possible. Nevertheless, the team had developed so far prototypes of the second stages, and made tests of burns, and pressure and ignition.



Figure 7 Prototype of the first stage

1.5 The launching ramp - High altitude balloon

The design of the launcher is based on the use of a high altitude balloon that will avoid the hard atmosphere. In this way, the size of the launcher in terms of propellant will be reduced in ten times.

1.5.1 Specifications

The balloon is made of LATEX and filled with helium. The launching ramp is a 70 mm diameter PVC tube that is connected directly to the balloon and closed by a tap before the filling moment and after the launcher insertion and arming.



Figure 8 High altitude balloon and launching ramp

1.5.2 Subsystems

There are only three subsystems that perform the launching ramp and are as follow:

- **Launch pad subsystem** is the launching ramp that gives an initial direction to ensure an initial stabilization
- **First stage ignition subsystem** is able to ignite the first engine and the battery weight remains in the balloon; that way this method saves some extra weight to the whole launcher
- **Ground operator subsystem** follows all the phases of the mission, not only the construction but also the design, construction and validation of the engineering process. This subsystem is the so called **Moon2.0** platform and also requires few ground stations connected to it.

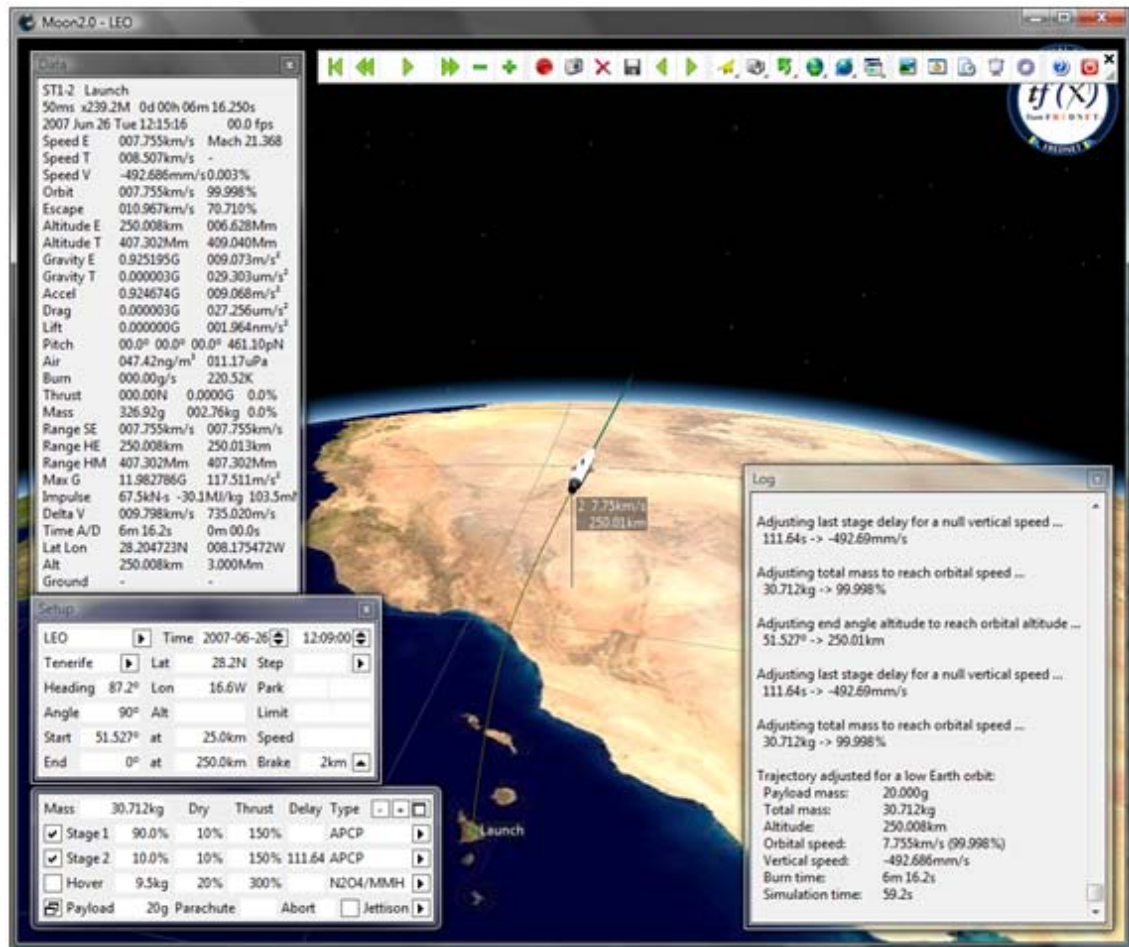


Figure 9 The Moon2.0 platform

CHAPTER 2. LOW COST NOZZLES

The nozzle design has to take into account many parameters that are strongly linked to the development of their structure: the nozzle type that best fits the needs based on the objectives to be achieved, the type of propellant to be used for the rocket, the structural characteristics of the nozzle itself, and finally the validation of the correct operation in the different conditions that must support during operation.

2.1 Definition

A nozzle is a mechanical device designed to control the characteristics of a fluid flow that converts the enthalpy of the hot gases after burning propellant into kinetic energy and the engine power produced. This conversion must be as efficient as possible in order to obtain the greatest escape velocity in the desired direction. The increased speed suffered by the fluid through the nozzle when it passes by is proportional to the reduction of pressure and temperature in order to conserve the energy.

2.2 Rocket nozzles

To understand what a rocket nozzle and its operation are, we must define some basic terminology and to learn about the effects of the nozzle in a rocket.

As I mentioned, a nozzle is the component of a rocket that converts gas speed by producing thrust. This thrust is achieved by converting the thermal energy of the gases in the combustion chamber into kinetic energy and directing the energy along the axis of the nozzle.

A liquid propellant is usually composed by liquid hydrogen (H_2), and an oxidant which is usually liquid oxygen (O_2). The propellant is pumped at a rate (\dot{m}) in the combustion chamber, mixing the fuel and oxidizer thus combustion occurs. The exhaust gases pass through the throat of the nozzle, where the throat area have less cross section than the rest of the engine and compressed at high pressures. The nozzle gradually increases the cross-sectional area and allows the gas to expand. By expanding gases they press against the walls of the nozzle and it creates a push expressed in the following equation (2.1)

$$F = \dot{m} V_{exit} + (P_{exit} - P_{\infty}) A_{exit} \quad (2.1)$$

Where:

F = Thrust force

\dot{m} = Mass flow

V_{exit} = Speed of the exhaust gas in the nozzle exit

P_{exit} = Gas pressure at the nozzle exit

P_{∞} = Atmospheric pressure

A_{exit} = Cross section at the nozzle exit

In principle the only important parameter in the design of rocket nozzles is the expansion area ratio (ϵ) showed in equation (2.2), or the ratio of exit area (A_{exit}) in the throat (A_{throat}).

$$\epsilon = \frac{A_{\text{exit}}}{A_{\text{throat}}} \quad (2.2)$$

There is only one relationship that optimizes overall system performance for a given altitude, the chamber pressure or atmospheric pressure. As a rocket does not travel to a single height, we must be aware of the path that will rocket to achieve a relationship that maximizes performance in a range of environmental pressures.

2.3 Introduction to nozzle theory

Nozzles can be single-nozzle or multi-nozzle. The single-nozzle are less efficient but simpler in terms of power for a specific size, but with the use of multi-nozzle rocket amateur only make sense if reused up to four units.

The rockets usually use a fixed convergent section followed by a fixed divergent section for designing the nozzle. This nozzle configuration is called a convergent-divergent nozzle.

The design of the nozzle is directly related to the propellant and the characteristics of the combustion chamber. Usually defined by the size of the combustion chamber and the diameter of the throat. They are generally used forms of cone and this defines a diameter exhaust nozzle.

The nozzle design must take into account the size needed to obtain good performance, weight and complexity of how to get a good performance compared to the cost of manufacture. The selection of the form chosen depends on the application that you want to give. The main types of nozzles that there are nowadays are: Bell Nozzles, Annular Nozzles, Laval nozzles and Conical Nozzles.

We have opted for the design of a conical nozzle, because is used often in early rocket applications because of its simplicity and ease of construction. The cone gets its name from the fact that the walls diverge at a constant angle. A small angle produces greater thrust, because it maximizes the axial component of exit velocity and produces a high specific impulse. The penalty, however, is a longer and heavier nozzle that is more complex to build. At the other extreme, size and weight are minimized by a large nozzle wall angle. Unfortunately, large angles reduce performance at low altitude because the high ambient pressure causes overexpansion and flow separation. Typical angles for a good performance at the divergent section are those between 12° and 18° and angles under 60° for the convergent section. [2]

The conical nozzle was used often in early rocket applications because of its simplicity and ease of construction. The cone gets its name from the fact that

the walls diverge at a constant angle. A small angle produces greater thrust, because it maximizes the axial component of exit velocity and produces a high specific impulse. The penalty, however, is a longer and heavier nozzle that is more complex to build. At the other extreme, size and weight are minimized by a large nozzle wall angle. Unfortunately, large angles reduce performance at low altitude because the high ambient pressure causes overexpansion and flow separation. Typical angles for a good performance at the divergent section are those between 12° and 18° and angles under 60° for the convergent section. Because of manufacture reasons we have chosen a 12° angle for the divergent section and 45° for the convergent one.

For the development process, a conic nozzle is used because it is easy to manufacture. That way it is fast to develop the rest of components of the first stage like the combustion chamber and the grain. In the last part of the development process, in order to achieve the maximum thrust and best efficiency, a bell nozzle might be selected. The construction of a bell nozzle requires a homemade milling cutter for every design showed in Figure 10. The cost of a milling cutter is high, and some iterations could be required. This is way it is better to start with a conic milling cutter, because it requires only one for all the iterations.



Figure 10 a) Conic milling cutter and b) Homemade milling cutter

To simplify the calculations in the design of our nozzle from the theory of gas dynamics in a constant dimension that can be applied to our design of the nozzle because this is the situation of a liquid flow in a short tube of small divergence and no curvature and on the basis that the liquid behaves as an ideal gas and pressure gradients, temperature and density are negligible. The physical parameters of an ideal gas are constant and uniform in every area of the section and the flow of a perfect gas is isentropic and adiabatic process, so we assume no loss of energy or heat exchange.

Under these conditions, the motion of gas in the nozzle can be considered as an isentropic process, and the equations of gas dynamics in a constant dimension can be applied in the design of the supersonic nozzle for the first stage.

Given these conditions, a supersonic nozzle must be convergent divergent, and it is divided into three sections: Section convergent (subsonic region), neck (critical zone) and diverging section (supersonic zone).

In order to produce an exit with high momentum, good uniform and a tidy boundary, as well as with low turbulence and energy loss, the dimensions of

each section in supersonic nozzle need to be designed correctly and calculated precisely on the basis of gas dynamics.

2.4 Converging section

The function of the converging section is to accelerate the gas flow, but at the same time maintaining the smooth flow and parallel. The characteristics of the converging section are primarily determined by the ratio of convergence as mentioned above known as the expansion area ratio (ϵ), or the ratio of exit area (A_{exit}) in the throat (A_{throat}), which accelerates the gas flow and ensures the flow velocity to reach the speed of sound.

2.5 Throat Section

The design of the throat section is relatively important because it is a transitional cross-sectional area which transfers the subsonic speed into the supersonic speed. The throat size is chosen to choke the flow and set the mass flow rate through the system. The flow in the throat is sonic, which means the Mach number is equal to one in the throat.

The cross-sectional area closer to the throat section cannot change quickly, so that a circular arc with quite a large radius is provided over the region of transition in gas dynamics.

In the case of the conical nozzle the radius of the circular arc is calculated as an approximation of 1.5 times the nozzle throat radius.

2.6 Diverging section

The function of the divergent section is to further accelerate the flow, which later has to achieve sonic speed at the throat section, by means of expansion, until the exit reaches an expected Mach number that depends on the area ratio of the exit to the throat.

The expansion of a supersonic flow causes the static pressure and temperature to decrease from the throat to the exit, so the amount of the expansion also determines the exit pressure and temperature. The exit temperature determines the exit speed of sound, which determines the exit velocity. The exit velocity, pressure, and mass flow through the nozzle determine the amount of thrust produced by the nozzle.

This section is the most important in a supersonic nozzle. The dimensions of the divergent section are shown below with the other parameters.

Once again, the curvature of the divergent section of our second stage nozzle will be null. The best angle in this section is estimated between 12° and 18° and by manufacture reasons we have decided to make it with a divergent angle of

12°. All these fixed parameters will modify or establish the bases for the calculation of the rest of them.

2.7 Supersonic nozzle characteristics

In a converging diverging nozzle gas flows through the nozzle from a region of high pressure (combustion chamber pressure) to one of low pressure (exhaust nozzle pressure).

The gases that flow through the converging section are subsonic and increase their velocity while the area decreases. Then an increase in the area produces a decrease in the velocity. So, if the flow in the throat is subsonic, the flow downstream of the throat will decelerate and stay subsonic because of the divergence section.

At this point we say that the nozzle has become choked. You could delay this behaviour by making the nozzle throat bigger but eventually the same thing would happen.

The reason for this behaviour has to do with the way the flows behave at Mach 1. In a steady internal flow the Mach number can only reach 1 at a minimum in the cross-sectional area (throat).

So if the converging section is too large and does not choke the flow in the throat, the exit velocity will be very slow and will not produce much thrust. On the other hand, if the converging section is small enough so that the flow chokes in the throat, if we increase the area the flow will go to supersonic (diverging section). For a supersonic flow an increase in the area produces an increase in the velocity.

It is exactly the opposite of that happen sub sonically. For subsonic flows, the density remains constant, so an increase in the area produces a decrease in velocity to conserve mass. For supersonic flows, both the density and the velocity are changing as we change the area in order to conserve mass.

2.8 The flow pattern

According to the gas velocity and how it behaves in the nozzle there are 7 patterns of flow shown in Figure 11 that we can study:

a) Subsonic flow: the flow is completely subsonic along the whole nozzle. This is because the difference between pressures is not big enough and the nozzle converging section is too large. The flow accelerates out of the combustion chamber through converging section reaching his maximum speed at the throat. Despite this, the maximum speed still remains subsonic and then decelerates through the diverging section and exhausts into the ambient.

b) Flow: In this case the situation is similar than in the case before. The difference between pressures is higher but the flow remains subsonic all along the nozzle. The flow reaches $M=1$ at the throat but then chokes and decelerates through the diverging section.

c) Shock in the nozzle: Increasing a little bit the difference between pressures we can reach a state where the flow behaves subsonic before the throat and supersonic after, but before it reaches the end of the nozzle a shock wave is produced and then there is a flow deceleration along the diverging section and exhausts as a subsonic flow.

d) Shock at exit: Just increasing the difference between pressures enough the supersonic region can be extended sitting the shock at the nozzle exit. After the shock the flow will be subsonic again so the thrust achieved will not be the optimal.

e) Over-expanded: It is the same concept like the one with the shock at the exit but this time the ratio between pressures is enough to get supersonic velocity of the flow farer than the nozzle exit. The problem in this case is that the flow pressure at the end of the nozzle is lower than the one in the environment. The flow has been expanded by the nozzle too much and this causes a complex pattern of shocks and reflections which involve a mixture of subsonic and supersonic flow.

f) Design condition: Is the one that achieves the equilibrium and uniformity between pressures at the exit of the nozzle and the ambient pressure. The waves disappear and all the flow through the divergent section and farer is supersonic reaching a high momentum and a tidy boundary.

g) Under-expanded: Is another case of difference between pressures at the exit of the nozzle that causes a complex wave pattern. In this case the flow is supersonic all along the divergent sections and farer.

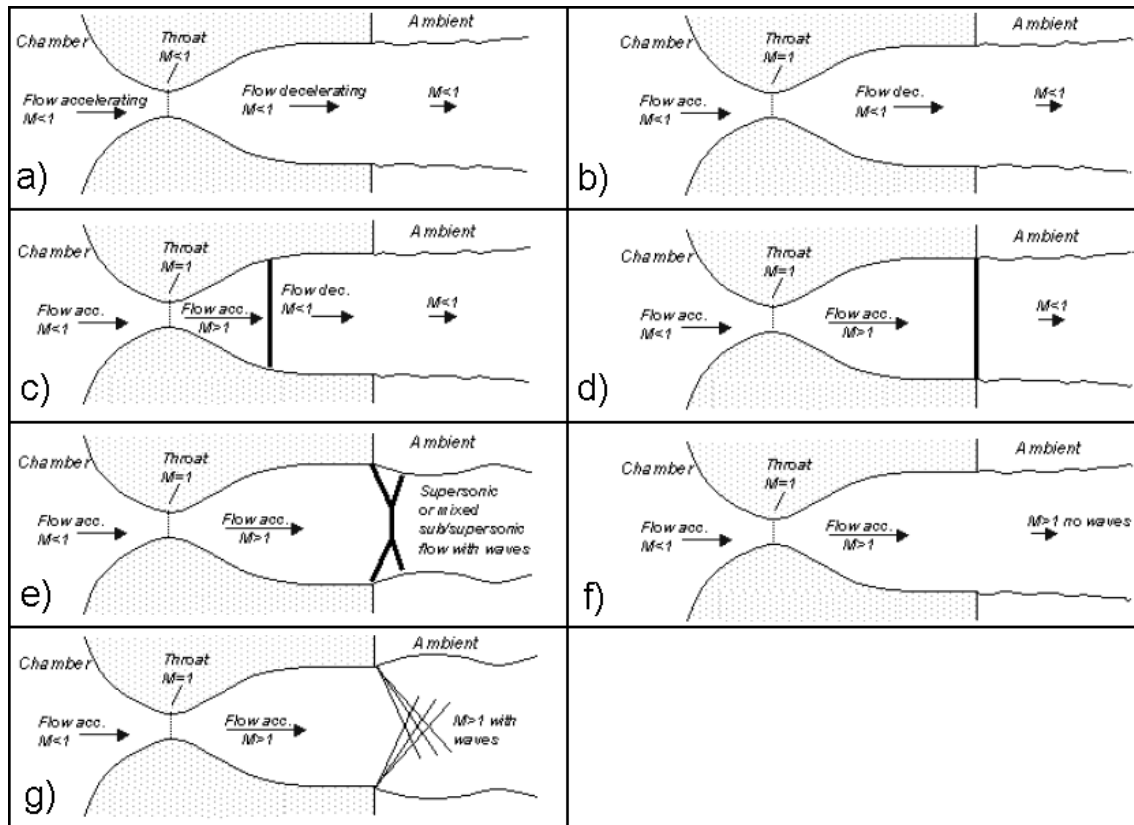


Figure 11 The flow pattern

CHAPTER 3. PROPELLANT PARAMETERS

The propellant chosen for the first stage is APCP (Ammonium Perchlorate Composite Propellant) because it offers us some advantages that fit our needs. The design of a nozzle is strongly dependent of the chosen propellant. Advantages of APCP are primarily high performance, rapid burn rate, its density energy is twice that of gunpowder, it is easy to manufacture, has a good performance in large motors and the cost is low. The study of the type of propellant, in particular the APCP is detailed in the Annex B.3 to facilitate the reader's understanding.

The design of a solid propellant rocket motor involves a detailed knowledge of the properties of the propellant. These physical, chemical and the grain properties affect in its burn rate, basic parameter.

These are the dimensional and performance requirements that the rocket engine is going to achieve:

Table 1 Requirements for the rocket engine

Mass distribution	Value	Units	Description
MassProp	2.91	kg	Propellant mass
Structure	0.23	kg	Structure mass
Fairing	0.07	kg	Nose cone mass
Payload	0.02	kg	Satellite mass
Total mass			
mTotal	3.24	kg	Total mass
Size			
Øchamber	0.07	m	Combustion chamber diameter
Lchamber	0.61	m	Chamber effective longitude
Vchamber	$0.21 \cdot 10^{-2}$	m ³	Chamber effective volume
RhoProp	1.9	g/m ³	Propellant density
Isp SL	233.4	s	Isp sea level
Isp V	258.7	s	Isp Vaccum

We have simulated the mixture in a chemical simulator to have the products during the combustion, temperature, pressure in the combustion chamber, physical and chemical properties of the resultant gases. We have used a chemical simulator inside the Moon2.0 and an external one called GUIPEP/PROPEP. In both cases the simulations has been done with HTPB as resin instead of Styrene and Phthalic anhydride. The results will not change so much because the components are chemically almost the same and the percentage too. We assume the following hypothesis:

- One-dimensional flow for the continuity equations, for the energy and the impulse.
- No speed flow in the nozzle intake

- Completed combustion and adiabatic combustion
- Isentropic expansion in the nozzle
- Homogeneous mixture of reactive and products
- Ideal gas law applied.

With both simulators the results obtained are practically the same except in those that concern to the combustion chamber. In these cases we will choose the more restrictive that is the higher in both. The more pressure or temperature we can reach the more safety we will be able to achieve.

Table 2 Simulation results Moon 2.0 – GUIPEP/PROPEP

	MOON 2.0	GUIPEP/PROPEP	Units
Grain density	1.84	1.84	kg/m ³
Propellant temperature	298.14	298	K
Effective molecular weight	31.15	31.15	g/mol
Combustion chamber pressure	3.34	6.89	MPa
Chamber temperature	3,635	3,635	K
Nozzle exhaust pressure	0.10	0.10	MPa
Expansion ratio	5.4	9.59	

Additionally, GUIPEP/PROPEP offers information related to the resulting products:

Effective molecular weight

$$M_{eff} = \frac{m_{system}}{m_{products}} \quad (3.1)$$

$$M_{eff} = 31.15 \text{ kg/kmol}$$

Where:

System mass

$$m_{system} = 0.1 \text{ kg}$$

Moles of gaseous products

$$m_{products} = 3.21 \text{ mol}$$

Average molar heat capacity of the mixture: Is the average of the heat capacity per mole.

$$k = \frac{k_{nozzle} + k_{combustion}}{2} \quad (3.2)$$

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Where:

Molar heat capacity in the nozzle outlet

$$k_{nozzle} = 1.16 \text{ kg/kmol}$$

Molar heat capacity in the combustion chamber

$$k_{combustion} = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

3.1 Performances of the first stage engine

Now we know the propellant properties produced during combustion, the chamber pressure and the chamber temperature. The next step is to calculate

all the different parameters that will define the performance of the solid rocket engine.

Ideal specific impulse: it represents the change in momentum per unit amount of propellant used.

$$I_{SP} = \frac{1}{g_0} \sqrt{2 T_0 \left(\frac{R_u}{M_{eff}} \right) \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\left(\frac{k-1}{k} \right)} \right]} \quad (3.3)$$

$$I_{SP} = 237.25 \text{ s}$$

Where:

Standard gravity at sea level

$$g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$$

Combustion chamber temperature

$$T_0 = 3,635 \text{ K}$$

Universal Gas constant of perfect gases

$$R_u = 8,314.04 \text{ J/kmol} \cdot \text{K}$$

Effective molecular weight

$$M_{eff} = 31.15 \text{ kg/kmol}$$

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Exhaust nozzle pressure

$$P_e = 0.10 \text{ MPa}$$

Combustion chamber pressure

$$P_0 = 3.34 \text{ MPa}$$

Thrust coefficient: determines the amplification of thrust due to gas expansion in the nozzle as compared to the thrust that would be exerted if the chamber pressure acted over the throat area only.

$$C_f = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\left(\frac{k-1}{k} \right)} \right]} + \frac{(P_e - P_a) \cdot A_e}{P_0 \cdot A^*} \quad (3.4)$$

$$C_f = 1.51$$

Where:

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Exhaust nozzle pressure

$$P_e = 0.10 \text{ MPa}$$

Combustion chamber pressure

$$P_0 = 3.34 \text{ MPa}$$

Atmospheric pressure assumed equal to P_e

$$P_a = 0.10 \text{ MPa}$$

Exhaust nozzle area

$$A_e = 7.0 \text{ cm}^2$$

Nozzle throat area

$$A^* = 0.50 \text{ cm}^2$$

Exhaust characteristic speed: is a figure of thermo chemical merit for a particular propellant and may be considered to be indicative of the combustion efficiency.

$$c^* = \sqrt{\frac{\left(\frac{R_u}{M_{eff}} \right) T_0}{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\left(\frac{k+1}{k-1} \right)}}} \quad (3.5)$$

$$c^* = 1,539.70 \text{ m/s}$$

Where:

Universal Gas constant of perfect gases

$$R_u = 8,314.04 \text{ J/kmol} \cdot \text{K}$$

Effective molecular weight

$$M_{eff} = 31.15 \text{ kg/kmol}$$

Combustion chamber pressure

$$T_0 = 3,635 \text{ K}$$

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Discharge coefficient: is the amount of mass flow per unit pressure on the entry of the convergent section of the nozzle and per unit of critical area.

$$CD = \frac{1}{c^*} \quad (3.6)$$

$$CD = 0.06 \cdot 10^{-2} \text{ s/m}$$

Where:

Exhaust characteristic speed

$$c^* = 1,539.70 \text{ m/s}$$

Throat pressure: Pressure in the throat area of the convergent-divergent nozzle is calculated as follows.

$$P^* = \frac{P_0}{\left(1 + \frac{k-1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad (3.7)$$

$$P^* = 1.92 \text{ MPa}$$

Where:

Combustion chamber pressure

$$P_0 = 3.34 \text{ MPa}$$

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Throat temperature: Temperature in the throat area of the convergent-divergent nozzle is calculated as follows.

$$T^* = \frac{T_0}{\left(1 + \frac{k-1}{2}\right)} \quad (3.8)$$

$$T^* = 3,373.16 \text{ K}$$

Where:

Combustion chamber temperature

$$T_0 = 3,635 \text{ K}$$

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Exhaust Mach number: Exhaust Mach number in the exhaust nozzle outlet plane.

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_0}{P_e} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (3.9)$$

$$M_e = 2.78 \text{ M}$$

Where:

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Combustion chamber pressure

$$P_0 = 3.34 \text{ MPa}$$

Exhaust nozzle pressure

$$P_e = 0.10 \text{ MPa}$$

Exhaust nozzle temperature: Exhaust temperature in the exhaust nozzle outlet plane.

$$T_e = \frac{T_0}{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_e^2} \quad (3.10)$$

$$T_e = 2,271.17 \text{ K}$$

Where:

Combustion chamber temperature

$$T_0 = 3,635 \text{ K}$$

Exhaust Mach number

$$M_e = 2.78 \text{ M}$$

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Optimum expansion ratio: is the ratio between the exhaust area and the throat area as a function of the Mach number.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M_e} \left[\frac{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_e^2}{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right)} \right]^{\left(\frac{k+1}{2(k-1)}\right)} \quad (3.11)$$

$$\frac{A}{A^*} = 5.60$$

Where:

Exhaust Mach number

$$M_e = 2.78 \text{ M}$$

Average molar heat capacity of the mixture

$$k = 1.15 \text{ kg/kmol}$$

Summary of the first stage engine shown on the following table:

Table 3 Performance parameters

Symbol	Value	Unit	Description
Atmospheric parameters			
P_a	0.101	MPa	Atmospheric pressure assumed equal to P_e
T_a	298	K	Atmospheric temperature
Combustion chamber parameters			
P_0	3.34	MPa	Combustion chamber pressure
T_0	3,635	K	Combustion chamber temperature
A_0	$0.34 \cdot 10^{-2}$	m^2	Combustion chamber area
c_v	1.15	$kg / K \cdot mol$	Combustion chamber specific heat
c_{star}	1539.70	m / s	Exhaust characteristic speed
C_f	1.51		Thrust coefficient
CD	$0.06 \cdot 10^{-2}$	s / m	Discharge coefficient
Throat parameters			
P_{star}	1.92	MPa	Throat pressure
T_{star}	3,373.16	K	Throat temperature
A_{star}	$0.05 \cdot 10^{-3}$	m^2	Nozzle throat area
OER	13.18		Current expansion ratio
Exhaust nozzle parameters			
P_e	0.10	MPa	Exhaust nozzle pressure
T_e	2,271.17	K	Exhaust temperature
A_e	$0.07 \cdot 10^{-2}$	m^2	Exhaust nozzle area
Me	2.78	M	Exhaust Mach number
c_p	1.16	$kg / K \cdot mol$	Exhaust nozzle specific heat
Propellant characteristics and others			
M_{eff}	31.15	$kg / Kmol$	Effective molecular weight
m_{System}	0.10	kg	System mass
$m_{Products}$	3.21	mol	Gaseous products mol
k	1.15	$kg / K \cdot mol$	Average specific heats in the mixture
k_{nozzle}	1.16	$kg / K \cdot mol$	Specific heat in the nozzle outlet
$k_{combustion}$	1.15	$kg / K \cdot mol$	Specific heat in the combustion chamber
γ	1.15	$kg / K \cdot mol$	Specific heats ratio
Performances first stage			
I_{sp}	237.25	s	Ideal specific impulse
g_0	9.81	m / s^2	Acceleration at Sea level
R_d	8,314.04	$J / K Mol \cdot K$	Universal gas constant of perfect gases

3.2 Corrections for the ideal engine

Combustion chamber efficiency: Combustion efficiency and wall heat losses reduces the theoretical pressure. However, solid propulsion has very high combustion efficiency as long as a good mixture is guaranteed in the propellant grain at the time that the grain size is very small (less than 100 μm).

$$\eta^* = \frac{\bar{c}^*}{c^*} \quad (3.12)$$

$$\eta^* = 0.98$$

Where:

Average exhaust characteristic speed

$$\bar{c}^* = 1,511.4 \text{ m/s}$$

Exhaust characteristic speed

$$c^* = 1,539.70 \text{ m/s}$$

The average exhaust characteristic speed can be obtained from static tests and its value can oscillate around the 98% and 99% of the ideal one.

Nozzle efficiency due to the divergence: The flow through a real nozzle is not the same as in an ideal one. We have to take into account some effects due to friction, heat transfer (especially in the throat), non-ideal gas, incomplete combustion, non-axial flow, etc. For all these losses we use the following correction factor.

$$\lambda = \frac{1}{2} (1 + \cos \alpha) \quad (3.13)$$

$$\lambda = 0.98$$

Where:

Nozzle divergence semi-angle

$$\alpha = 12^\circ$$

Nozzle efficiency due to the discharge: This parameter expresses how a good design of the nozzle allows a better mass flow through the nozzle throat. The value of the correction factor is typically 0.91 for a propellant with a good nozzle design with smooth surfaces and minimal loss of heat.

$$\zeta_d = \frac{\dot{m}^*}{\dot{m}} \quad (3.14)$$

$$\zeta_d = 0.91$$

Nozzle efficiency due to the chamber pressure: The efficiency can be improved having smooth surfaces and a good throat design in the inlet section. This parameter is around 0.95.

$$\zeta_p = 0.95$$

Delivered specific impulse: Specific impulse calculated taking into account the nozzle corrections.

$$I_{SPdelivered} = I_{SP} \cdot \eta^* \cdot \zeta_d \cdot \zeta_p \cdot \lambda \quad (3.15)$$

$$I_{SPdelivered} = 199.13 \text{ s}$$

Where:

Specific impulse

$$I_{SP} = 237.25 \text{ s}$$

Combustion chamber efficiency

$$\eta^* = 0.98$$

Nozzle efficiency due to the discharge	$\zeta_d = 0.91$
Nozzle efficiency due to the chamber pressure	$\zeta_p = 0.95$
Nozzle efficiency due to the divergence	$\lambda = 0.98$

Table 4 Corrections for the ideal engine

Combustion chamber corrections			
η_{star}	0.98		Combustion chamber efficiency
c_{starav}	1,511.40	m / s	Average exhaust characteristic speed
Nozzle corrections			
λ	0.98		Nozzle efficiency due to the divergence
α	12	$^\circ$	Nozzle semi-angle of divergence
ζ_d	0.91		Nozzle efficiency due to the discharge
ζ_p	0.95		Nozzle efficiency due to the chamber pressure
Performances second stage with corrections			
$_{lspdelivered}$	199.13	s	Delivered specific impulse

CHAPTER 4. DESIGN OF A FIRST STAGE NOZZLE

We can say that the nozzle design is reduced to the calculation of the throat parameters, the total length (see Figure 12) and the ratio between the inlet, throat and outlet diameters.

So, from the initial data configuration and size we want to give to the nozzle and from the previous data parameters given by the propellant characteristics, we have calculated the size of the throat and the length as follows:

Nozzle throat area

$$A^* = A_e / OER \quad (3.16)$$

$$A^* = 0.50 \text{ cm}^2$$

Where:

Nozzle throat diameter

$$A_e = 7.0 \text{ cm}^2$$

Optimum expansion ratio

$$OER = 13.18$$

Nozzle throat diameter

$$\varnothing_{nozzle} = 2\sqrt{A^* / \pi} \quad (3.17)$$

$$\varnothing_{nozzle} = 8 \text{ mm}$$

Where:

Nozzle throat area

$$A^* = 0.50 \text{ cm}^2$$

Pi number

$$\pi = 3.14$$

Divergent ratio

$$\sqrt{\varepsilon} = R_{exhaust} / R_{throat} \quad (3.18)$$

$$\sqrt{\varepsilon} = 3.62$$

Where:

Nozzle throat radius

$$R_{throat} = 0.40 \cdot 10^{-2} \text{ m}$$

Nozzle exhaust radius

$$R_{exhaust} = 0.0145 \text{ m}$$

Radius of curvature of the nozzle contraction: for conical nozzles it is applied this formula.

$$R_{curve} = 1.5 \cdot R_{throat} \quad (3.19)$$

$$R_{curve} = 0.06 \cdot 10^{-2} \text{ m}$$

Where:

Nozzle throat radius

$$R_{throat} = 0.40 \cdot 10^{-2} \text{ m}$$

Nozzle divergent length

$$L_N = \frac{R_{throat}(\sqrt{\varepsilon} - 1) + R_{curve} \left[\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right]}{\tan \alpha} \quad (3.20)$$

$$L_N = 0.05 \text{ m}$$

Where:

Nozzle throat radius

$$R_{throat} = 0.40 \cdot 10^{-2} \text{ m}$$

Divergent ratio

$$\sqrt{\varepsilon} = 3.62$$

Radius of curvature of the nozzle contraction

$$R_{curve} = 0.60 \cdot 10^{-2} \text{ m}$$

Nozzle semi-angle of divergence

$$\alpha = 12^\circ$$

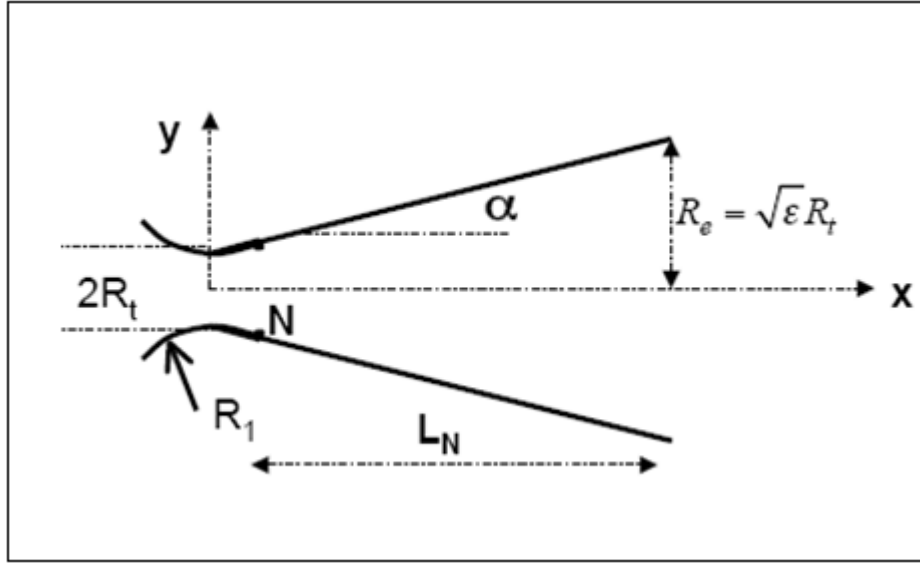


Figure 12 Nozzle length parameters

Table 5 Nozzle parameters

Symbol	Value	Unit	Description
Nozzle parameters			
Pe	0.10	MPa	Exhaust nozzle pressure
Te	2,271.17	K	Exhaust temperature
Ae	$0.07 \cdot 10^{-2}$	m^2	Exhaust nozzle area
Me	2.78	M	Exhaust Mach number
cp	1.16	kg / K·mol	Exhaust nozzle specific heat
$\varnothing_{chamber}$	0.07	m	Combustion chamber diameter
$\varnothing_{exhnozzle}$	0.03	m	Exhaust nozzle diameter
$\varnothing_{nozzlethroat}$	$0.8 \cdot 10^{-2}$	m	Nozzle throat diameter
$L_{chamber}$	0.61	m	Chamber effective longitude
$V_{chamber}$	$2.1 \cdot 10^{-3}$	m^3	Chamber effective volume
R_{throat}	$0.40 \cdot 10^{-2}$	m	Nozzle throat radius
$R_{exhnozzle}$	0.0145	m	Exhaust nozzle radius
$R_{curvethroat}$	$0.60 \cdot 10^{-2}$	m	Radius of curvature of the nozzle contraction
$raizepsilon$	3.63	adimensional	Divergent ratio
$L_{enght\ Nozzle}$	0.05	m	Nozzle divergent length
P_{star}	1.92	MPa	Throat pressure
T_{star}	3,373.15	K	Throat temperature
A_{star}	$0.05 \cdot 10^{-3}$	m^2	Nozzle throat area
OER	13.18		Current expansion ratio
α	12	°	Nozzle semi-angle of divergence
$_B$	45	°	Nozzle semi-angle of convergence

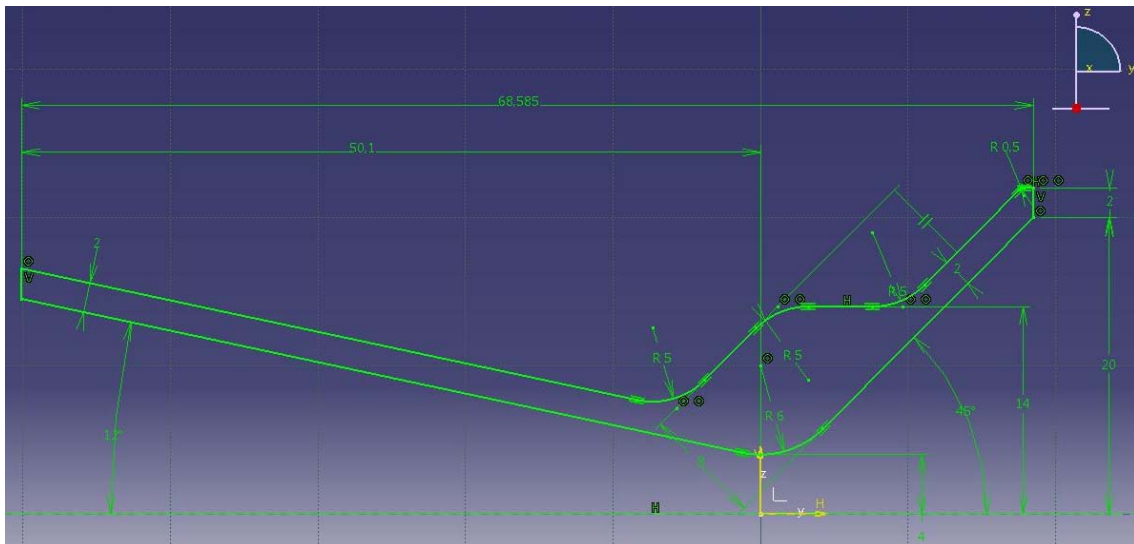


Figure 13 Revolution pattern measure for the interior shape of the nozzle

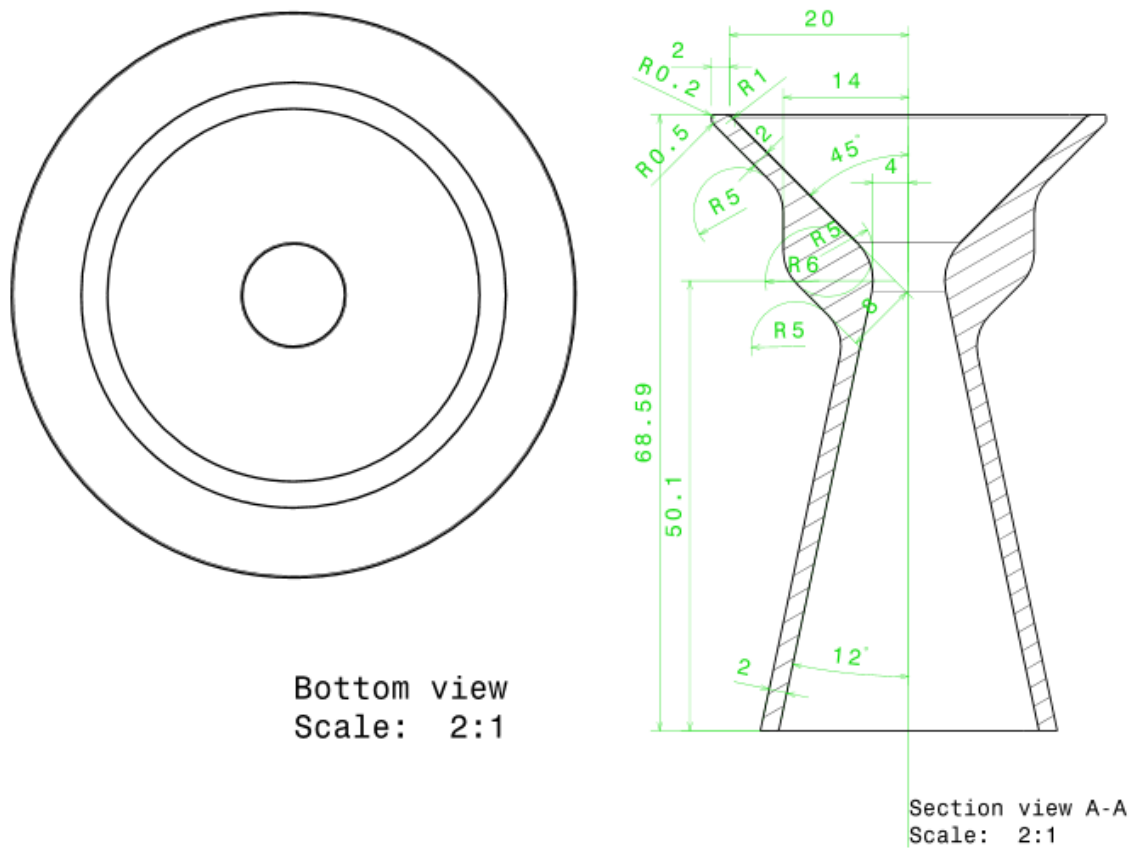


Figure 14 a) Nozzle front view and b) Nozzle top view of nozzle

4.1 Simulation

We performed a static analysis with the software CATIA V5 Generative Structural Analysis module, with the objective of checking the deformation experienced by the nozzle in the most extreme conditions, applying a fixed load of 3.34 MPa at the input (output of the camera combustion), a fixed thrust of 350 N at the nozzle (see Figure 17) and changing the temperature from 800 K to 900 K.

A tetrahedral mesh of Size 1.5 dish has been designed and adjusted to the characteristics of the steel.

The restrictions for the analysis were:

- Fixing the 3 axes (x, y, z) in the face of the inlet gas (combustion chamber)
- Pressure from the fixation point to the entrance of the throat is assumed to 3.34 MPa.
- 350 N thrust applied from the nozzle exit to the throat.
- Temperature 1 applied to all mesh 800K for static thermal conditions.
- Temperature 2 applied to the entire mesh of 900 K for static thermal conditions.

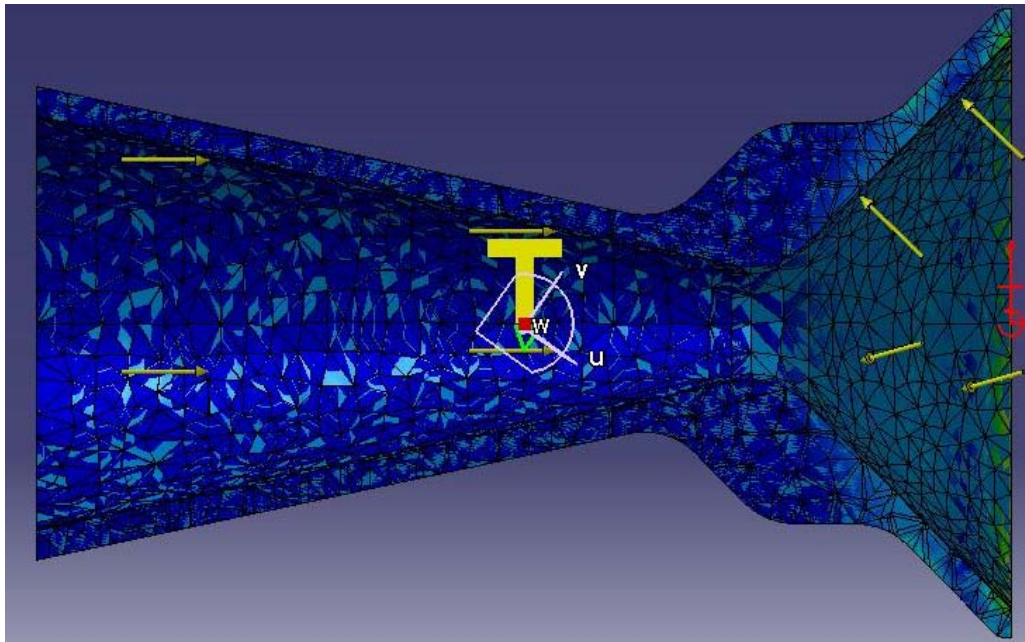


Figure 17 applied forces

The results obtained in both cases are that the jet undergoes a deformation in the throat without actually exceeding the yield strength, which in the case of steel is 250 N.

It has been observed as well that the most critical point applied mechanically and thermally was the throat as expected. We obtained a yield of 22.8 MPa at a temperature of 800 K and from 31.6 MPa at a temperature of 900 K.

CHAPTER 5. NOZZLE FABRICATION

5.1 Nozzle material selection

The nozzle is a key element in the rocket engine as it must expedite a voluminous mass of still gases at supersonic speeds in a very short distance in order to produce thrust. The nozzle is under very high pressures and under a very fast flow and dense of gases at high temperatures, so it must be manufactured with materials that can withstand high structural and thermal loads. Any restriction on the free flow of gases must be minimized, what makes it necessary that the surface of the flow be as smooth and polished as possible.

Sweet and ordinary steel is adequate for most experimental propellers and one can use any cold rolled steel. The cold rolled steel provides a better surface finish with less effort and produces less steel wool. The AISI 1018 steel is a good choice because it can be found easily.

A good alternative is the "Ledloy" (12L14), a steel alloy with a small lead. This offers the advantage that the steel wool breaks off into small pieces and disappear from the cutting tool, unlike the long steel wool "thready" that produces the sweet steel, but from which we unknow its resistance to heat. It is easy to find as well, but its cost is slightly higher than normal steel. Another alternative is stainless steel. The two alloys are less resistant to high temperatures than sweet steel.

An alternative non-metallic material is graphite, although the use of this material requires special considerations due to the large amount of dust and electrically conductive dust generated during machining. Graphite nozzles are ideal for high temperatures combustion propellants like the APCP, but for budget reasons and the means at our disposal we will use the steel.

Alloys with low melting point such as aluminum and copper are not suitable for nozzles, although the aluminum was used successfully in designing the second stage.

5.2 Previous design required

The first step that we have made in making our nozzle has been to design a plane on which we have defined the form of the nozzle as its dimensions. The main design parameters of our nozzle are convergent and divergent angles and diameters of the inlet and outlet of the throat. Also, the exterior profile of the nozzle will be machined in order to minimize its mass upon completion. A nozzle that has not been lightened work just as well outside, but in our case to be made of steel would be too heavy. Other design details are to determine the diameter in the area that is inserted inside the engine cover and the dimensions and positions of the O-rings that seal this part of the engine, in addition to the closing system of the engine that are steel screws or elastic rings (Seeger). The design program that we have used to make the plane of the nozzle is CATIA V5.

5.3 Fabrication tools

In the manufacturing of the nozzle, apart from the mechanical lathe tools, we have used basic cutting blades for surfacing and spotfacing. Also some cutting tools have been needed to turn the interior profiles of the convergent and divergent nozzle.

We have also used a tool holder and cutting blades for accommodating the O-rings and elastic rings (Seger). Moreover, we have used a counterpoint with drill chuck and bits to drill. These tools are necessary to drill the throat and remove previously the material convergent and divergent cones.

A short and thick drill for centering and ensure an absolutely concentric drilling, because the normal drills are too flexible. A scroll saw to cut the steel rod to the adequate length. A gauge of dial analog or digital, for precision measurements. Other tools that are useful but they were not essential are the meter gauge and the indicator of depth.

5.4 Lathe turning process

The machining of the nozzle has involved six inherent cutting operations: turning, facing, taper cutting, turning, turning inside, drilling and cutting.

The spotfacing is used to level the extremes of the piece by turning and adjusting it to the required length. The turning is the operation that forms the profile external of the nozzle or cone diverging and it is performed by rotating the cross slide (charriot) to the angle required to produce the divergent cone. The surfacing the cutting operation is parallel to the axis of the piece and serves to reduce its diameter. The surfacing of the interior is an operation that is the inner profile of the nozzle, and it is the longest operation that handles the entire process. However, you can lighten it by drilling bits sequentially with different diameters up to approximately the inside diameter turning and ending up by doing the interior finish of the cone.

The cutting operation is used only for the mortising of the O-rings and elastic rings (Seger), and it is not a real cutting process. However, the basic concept is the same.

5.5 Nozzle machined

The different steps that we followed to perform the machining of the nozzle can be found in Annex D.

5.6 Safety

The following list remarks some basic rules about the safety use of a mechanic lathe:

- Never leave a key at the plate. If the lathe starts with the key in the plate, this will be projected probably to the operator's face. Check that the winch is disconnected before installing or removing any part.
- A metallic mass that rotates at high speed represents a significant amount of stored energy. A plate, heavy as it is, it is even heavier holding a piece. A jam, detachment of the piece, or any other adversity are risks for the operator and might release this energy, often manifesting a danger.
- Wear appropriate clothing and eye protection.
- Keep hands away from the turning radius of the work piece and cutting tools.
- Keep hands away from the turntable
- In filing operations, hold the end of the file in the left hand so that the hand and arm are not on the turntable.
- Never use a file without a handle if caught.

CHAPTER 6. IGNITION

In this chapter we have done a study about the device that initiates the combustion of the propellant grain in the first stage, based on the system of the second stage and based on the following aspects as well:

- The reception of an electric signal
- Generation of heat
- Transfer of the heat of the ignition of the surface of the grain
- Expansion of the flame over the surface
- Increase of the pressure of the chamber

The device in charge for the ignition of the process is the so-called igniter. The ignition of the motor lasts one fraction of a second approximately.

6.1 Igniter definition

It consists of a small pyrotechnic device that produces a quantity of heat necessary to generate a flame and ignite the surface of the propellant grain. The device is based on a gunpowder cartridge connected to a cable with an electric resistance. Initially the burn generates flames at a high temperature and expands to the grain of the pyrotechnic load of the main igniter.

By pyrogeen one understands a device in which the combustion of the ignition material is done in a closed placed and the combustion products run out in the rocket motor.

6.2 Igniter design

The design of the igniter is a critical point in terms of the development of the mission, although not as much in the first stage as in the second stage, because if the combustion is not successfully done, the objective is not fulfilled.

Based on the study and tests done for the second stage, we know that the the best option is to apply the same method, that consists in using low current bulbs. The design of the igniter needs a low quantity of electric energy for the ignition of our rocket.

These bulbs require a voltage of 1.2 V and an intensity of 20 mA in order to produce the burn. If we apply a voltage to the bulb, the filament of the bulb heats. Thus, in order to fabricate the igniter, we have to fill up a mini light bulb with powder, cover it with resin and then, when the bulb is connected to a 3 V battery, the filament will become so hot that will ignite the powder and all the bulb itself will explode and burn starting the propellant grain ignition.

Table 6 Bulb igniter materials

Material used	Value	Units
Mini light bulb	1.2	V
Powder		
Epoxy resin		

6.3 Igniter construction

The fabrication of the mini bulb was done following what Ernest Arias established in [12] for a simple and clean ignition. We have chosen this design for the system of the first stage because it was very reliable, simple and reduced in costs for the second stage. Nevertheless, the experience shows that a wrong collocation of the device provokes more than 90% of the ignition failures, having used a manual method in those cases. The placement of the igniter has to be studied case by case.

Fabrication process:

1. Test the bulb in order to verify its continuity. Use a polimeter that we know that it will not provoke the ignition in an accidental way.
2. Make a small hole in the upper part of the bulb, as the reader can see in Figure 18 a).
3. Fill the bulb with gunpowder and cover it with epoxy resin, as one can appreciate in Figure 18 b).
4. Test the continuity of the bulb once again to verify that the filament is still okay, with the same polimeter.
5. Conneect the extrems of the bulb to two different cables in order that the battery be impler, as one can see in Figure 18 c).



Figure 18 a) Light bulb with a hole, b) Full of powder and c) wires

CHAPTER 7. ENVIRONMENTAL IMPACT

This project is based on the search and use of low cost materials and technologies with the objective of obtaining good results with our participation in the N-Prize.

We have tried to optimize as much as possible the resources and to optimize the environmental impact, by means of small technologies that bring an energetic reduction and the reutilization of materials during the development.

The environmental impact generated by the propeller during the burn of the APCP might be harmful. The harmful component will be the Al_2O_3 and it is the only one in liquid state. It approaches to 0.31 moles per 100 grams, which is quite acceptable if we deal with it in a proper way and one takes the adequate precautions.

On the other hand, if we take into account the residues generated during the fabrication process, aluminum particles, dust, glass fiber, cables, bulbs, resin, cans and all kind of products were used for the tests during our development. All of them had to be treated and recycled in the correspondent way.

Due to the small size of the first stage and the low orbit where we are going to be acting, we should be careful not to generate space residues, because they will disintegrate themselves in the reentrance of the atmosphere and the pollution generated will be really low in respect to the one of a bigger launcher.

For all these reasons, this Project does not have an important environmental impact if we compare it to other space programs.

CONCLUSIONS

7.1 General conclusions

In this work a first stage design, construction and validation of a nozzle for a low cost mini-launcher has been analyzed.

There has been a previous study of materials and high performance propellants. Then the first stage nozzle design has been developed based on thermodynamic laws and on the best propellant configuration. Moon 2.0 has been a good tool to know all these parameters.

After doing the design we have manufactured nozzles and other components for the first stage with low cost materials.

The tests have shown us that:

- For the first stage, an aluminium nozzle cannot work because the burning rate is higher than 3 seconds. We have proposed steel. The maximum reached using aluminium and fibreglass was six seconds of the 20 seconds required
- The low cost nozzle manufacturing model seems to be useful and suitable for the mini-launcher project. The weak point would be its efficiency
- The mini bulb igniters have been proved to be very useful, reliable, very cheap and easy to manufacture but the incorrect location make useless this good efficiency
- Solid propellants like APCP are quite good for this mission but very difficult to obtain from the amateur point of view

We have shown that it is possible:

- To design, test, and build a first stage nozzle for a low cost mini-launcher with everyday materials and resources
- To design, test, and build a reliable igniter for a the first stage with everyday materials and resources
- To design, test, and build a scalable first stage motor for a low cost mini-launcher with everyday materials and resources

7.2 Future work

Once verified that we can use the same methodology in the first and second stages, we should validate the first stage technology carrying out burning and pressure tests similar to those that were performed for the second stage. Later, we must improve the efficiency of the nozzle divergent section by changing the type "Conic" to type "Bell".

BIBLIOGRAPHY

- [1] Tristancho, J., *Implementation of a femto-satellite and a mini-launcher*, upcommons, 2010
<http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/9652/1/memoria.pdf>
- [2] Humble, R.W., Henry, G.N., Larson, W.J., *Space propulsion analysis and design*, McGraw-Hill, New York, 1995
- [3] Baker, A., Dutton, S., Kelly, D.W., *Composite materials for aircraft structures*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2004
- [4] Man, H.C., Duan, J., Yue, T.M., "Design and Characteristic Analysis of Supersonic Nozzles for High Gas Pressure Laser Cutting", *Elsevier*, Hong Kong, 1997
- [5] Guobiao, C., Dingqiang, Z., "Coupling Simulation of Heat Transfer and Temperature of the Composite Walled Nozzle of Rocket", School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, China
- [6] Soukhanovskii, V.A., Kugel, H.W., Kaita, R., Majeski, R., Roquemore, A. L., "Supersonic gas injector for fueling and diagnostic applications on the National Spherical Torus Experiment", Lawrence Livermore National Laboratory, Livermore, California and Princeton Plasma Physics Laboratory, Princeton, New Jersey, 2004
- [7] Stine, G.H., *Handbook of model rocketry*, J. Wiley, N.J., 2004
- [8] Sutton, G.P., *Rocket propulsion elements*, John Wiley & Sons, New York, 2001
- [9] Hill, P.G., *Mechanics and thermodynamics of propulsion*, Addison-Wesley, Reading, Massachusetts, 1992
- [10] Turner, M.J.L., *Rocket and spacecraft propulsion: principles, practice and new developments*, Springer-Verlag, New York, 2004
- [11] Mattingly, J.D., *Elements of gas turbine propulsion*, McGraw-Hill, New York, 1996
- [12] Arias, E., *Design and implementation of a second stage nozzle for a low cost mini-launcher*, upcommons, 2011
<http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/11742/1/memoria.pdf>
- [13] Bardolet, E., *Study of a low cost inertial platform for a femto-satellite deployed by a mini-launcher*, upcommons, 2010
http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/9668/7/TFC_EsteveBardolet_memoria_V2.pdf

- [14] Bonet, Ll., *High altitude balloon mission design and implementation for a mini-launcher*, upcommons, 2011
<http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/11694/1/memoria.pdf>

ANNEX A. PROGRAMA DE TESTS DE PROPULSIÓN

En esta sección se describen los ensayos realizados, tanto de lanzamiento amateur, de quemado, de presión y de igniter.

Se realizaron una serie de lanzamientos amateurs, los últimos basados en una lata pequeña de 330 ml con un cartucho en su interior y activados con un igniter.

A.1 Campaña de tests de lanzamientos

Launch #1

Fecha inicio fabricación y quemado: 26 de octubre de 2010

<http://missionlowcostspace.blogspot.com/2010/11/igniter-test-2-engine-ignition.html>

Fecha y hora: 29/10/10 a las 17:00 horas

Condiciones del lanzamiento: Cielo totalmente despejado, viento moderado de componente Este (E)

Localización: Zaragoza.

Test: Probar si funciona el igniter con un motor de cohete amateur.

Fabricación de la etapa: Se usa una lata de refresco de las alargadas en las que se quita la parte donde está la abertura por donde se bebe, en el culo se le hace una apertura circular del diámetro del motor de cohete amateur, en ese mismo lado se le pone la semiesfera de cristal que no es más que un posa velas de una conocidísima multinacional, esta se pega con resina epoxy mediante un molde hecho con otra lata de refresco del mismo diámetro. Se le aplica resina dos veces, una vez seco se quita el exceso mediante el torno y una radial para hacerlo más aerodinámico. El motor se pega en el agujero con Resina epoxy y fibra.

Material: Cohete formado por una lata de refresco y un cristal semiesférico con unas medidas totales de 57,6 x 169 mm y un motor weco modelo D7-3, un igniter, un tubo de PVC de 68 mm x 1m con tapa con agujero en un lado, cable eléctrico de mínimo 1,5 m, pila de 9 voltios, conector para pila de 9 voltios, un tester y unas pinzas.

Procedimiento (check list): Este procedimiento lo vamos a "chequear" cada vez antes de realizar el lanzamiento.

Comprobar si el igniter tiene continua.

Poner el igniter dentro del motor de cohete amateur.

Pegar el igniter con resina epoxy, no poner resina en la punta, solo en el culo.

Pasar el cable por el agujero de la tapa de PVC.

Conectar con el igniter el extremo de la parte que pasa por dentro del tubo de PVC.

Insertar cuidadosamente el cohete haciéndolo deslizar hacia el fondo mientras se estira el cable para que no quede cable dentro, bajo ninguna circunstancia entrar el cohete estirando del cable.

Insertar el conector para la pila de 9 V.

Encender cámaras de tierra.

Comprobar por última vez si hay continua en el cable.

Colocar el tubo vertical apoyado sobre el suelo.

Encender la cámara del tubo.

Conectar la pila de 9 V.

Insert the connector to the battery of 9 V.
Turn ground cameras.
Check if you have seen continuous cable.
Place the vertical tube resting on the ground.
Turn on the camera tube. Connect the 9 V battery

Resultado del test: OK. El igniter funcionó perfectamente, encendió la etapa que salió disparada del tubo hacia arriba inclinándose debido al viento. Cuando se acerca a su apogeo la etapa empieza a hacer loopings hasta que empieza a caer en línea recta, esto nos demuestra que la etapa goza de una estabilidad bastante buena.

Launch #2

Fecha fabricación y quemado: 28 de octubre de 2010

<http://missionlowcostspace.blogspot.com/2010/11/igniter-test-3-engine-ignite.html>

Fecha: 30/10/10 a las 14:00 horas

Localización:

Zaragoza

Condiciones del lanzamiento: cielo totalmente despejado con viento flojo de componente oeste (W).

Test: Probar si funciona el igniter con un motor de cohete amateur.

Fabricación de la etapa: Igual que la del lanzamiento #1 pero esta vez la cúpula de cristal se pega "a pincelazos" y no con el molde.

Material: Cohete formado por una lata de refresco y un cristal semiesférico con unas medidas totales de 57,6 x 169 mm y un motor weco modelo D7-3, un igniter, un tubo de PVC de 68 mm x 1m con tapa con agujero en un lado, cable eléctrico de mínimo 1,5 m, pila de 9 voltios, conector para pila de 9 voltios, un tester y unas pinzas.

Procedimiento (check list): Este procedimiento lo vamos a "chequear" cada vez antes de realizar el lanzamiento.

Comprobar si el igniter tiene continua.

Poner el igniter dentro del motor de cohete amateur.

Pegar el igniter con resina epoxy, no poner resina en la punta, solo en el culo.

Pasar el cable por el agujero de la tapa de PVC.

Conectar con el igniter el extremo de la parte que pasa por dentro del tubo de PVC.

Insertar cuidadosamente el cohete haciéndolo deslizar hacia el fondo mientras se estira el cable para que no quede cable dentro, bajo ninguna circunstancia entrar el cohete estirando del cable.

Insertar el conector para la pila de 9 V.
Encender cámaras de tierra.
Comprobar por última vez si hay continuidad.
Colocar el tubo vertical apoyado sobre el suelo.
Encender la cámara del tubo.
Conectar la pila de 9 V.

Insert the connector to the battery of 9 V.
Turn on ground cameras.
Check one last time if there is continuity.
Place the vertical tube resting on the ground.
Turn on the camera tube.
Connect the 9 V battery

Resultado del test: OK. El igniter funcionó perfectamente. Encendió la etapa y esta salió disparada hacia arriba pero a unos 15 - 20 m empieza a hacer espirales hasta su apogeo, el descenso es muy estable. Se encuentra la etapa y se ve que esta ha soltado la cúpula de cristal, esto puede ser debido a que esta vez el motor tocaba la cúpula y que con un movimiento de tan solo milímetros pueda este haber roto la unión de resina o puede que con la explosión final del motor se haya soltado, al no haber encontrado la etapa del lanzamiento #1 no sabemos si esta aguantó o también se soltó por lo tanto no sabemos si el problema es la unión de resina epoxy que hemos utilizado en este lanzamiento.

Launch #3

Fecha fabricación: 01 de diciembre de 2010

Fecha quemado: 11 de diciembre de 2010

<http://missionlowcostspace.blogspot.com/2010/12/monegros-launch-test.html>

Dentro de nuestro plan, el primer paso era la validación de nuestra segunda etapa en tierra, esto quiere decir, lanzar nuestra etapa desde el suelo con todas las limitaciones que tenemos para dar fe de que nuestra segunda etapa hará lo deseado. Así pues nos decidimos a ir dirección al desierto de los Monegros (Zaragoza) para probar con seguridad nuestra etapa.

Test: Prueba en suelo de nuestra etapa, ver el comportamiento, analizar el lanzamiento y ver que se puede mejorar.

Resultados del test: Nos preparamos una check list, pero nos falla un componente que no es crítico, tenemos que soldar una masa y el soldador de gas que llevamos no funciona (creemos que por el frío), esta masa sirve para hacer que funcione nuestra supuesta "carga de pago" formada por el GPS y nuestra placa AWIP para poder hacer un tracking de la etapa, esto era una prueba secundaria pues como decimos antes, nuestro objetivo principal en este test es ver el comportamiento de la etapa. Ésta es la primera prueba (hemos hecho muchos kilómetros) y ya llegamos a la conclusión que si iba bien pero que si no iba, lanzaríamos igualmente la segunda etapa. Así pues nos saltamos los pasos relacionados a la grabación del tracking y pasamos a los siguientes, nos colocamos Roberto y yo con sendas cámaras para inmortalizar el momento (a una distancia siempre prudencial) y Joshua hace todos los preparativos pre-

lanzamiento. Cuando está a punto lanza, la etapa llega a unos tres metros haciendo loopings y cae a tres metros de donde lo hemos lanzado, ¿un desastre? ¿Era lo esperado?

Conclusiones del test: Este test nos da un punto de salida, por lo tanto, no es un desastre, nos dice que tenemos mucho trabajo por delante, rebajar pesos de estructura y sobretodo de carga de pago y mejorar la fiabilidad del sistema (el azar no es una opción).

Launch #4

NS1b Lanzamiento de globo estratosférico nocturno realizado el 18 de septiembre 2010.

Cámara de prueba en el modo nocturno.

También ver Wikisat_Balloon04 folder

<http://www.youtube.com/watch?v=cWfRdHwc1PE>

Launch #5

Lanzamiento de globo estratosférico diurno realizado el 05 marzo de 2011. Ver Figure 19.

Lanzamiento de globos de alta altitud. Rampa de lanzamiento de prueba y validación. Cohete fallido.

Ver también Wikisat_Balloon05 folder

<http://www.youtube.com/watch?v=sfwwKAbGII>



Figure 19 Launch #5 Test

Launch #6

Lanzamiento de globo estratosférico diurno realizado el 30 abril de 2011.

Lanzamiento de globo de alta altitud. APRS validación del sistema radio. Dos localizadores. Hemos perdido la rampa de lanzamiento y los cohetes. No hay vídeo disponible.

A.2 Tests de quemado

Se realizan una serie de quemados de hasta 14 prototipos donde se irán probando los nuevos conceptos o se mejorarán versiones anteriores tal y como se aprecia en la Figure 20.



Figure 20 Burns Test

Burn#1

Este ensayo fue realizado el 31 octubre 2010. La prueba consistió en un cartucho quemando dentro de una lata con una tobera de garganta 10 mm de diámetro. La ignición se realizó a través de un igniter. El resultado obtenido fue que la lata se calentó en la parte de la tobera y se arrugó sin llegar a explotar. La combustión duró 3 segundos.

<http://www.youtube.com/watch?v=Jd2CxnzrrWc>

Burn#2

Este ensayo fue realizado el 01 noviembre 2010. La prueba consistió en un quemado de motor con la tobera. Sin tomar mediciones ni de temperatura, ni presión y sin medir el empuje, ya que el objetivo era ver si la lata resistía la presión y la tobera no se quemaba.

Se probaron 2 cartuchos quemando dentro de una lata con una recámara de combustión de acero y una tobera de garganta de 9 mm de diámetro. La ignición se realizó a través de 4 igniters: el resultado fue que la lata y la recámara explotaron, durando la combustión milésimas de segundo.

http://www.youtube.com/watch?v=UiSt_yG0pEA

Burn#3

Este ensayo fue realizado el 09 noviembre 2010. La prueba consistió en 5 granos y un cartucho central que iniciaron la combustión y una tobera de garganta de 9 mm de diámetro. La ignición se realizó a través de un igniter. El resultado fue que reventó el mamparo posterior saliendo disparada la lata y los granos se desperdigaron. El cartucho central quemó durante 3 segundos.

<http://www.youtube.com/watch?v=luoryDMiUZo>

Burn#4

Este ensayo fue realizado el 11 noviembre 2010. La prueba consistió en 6 granos con un envoltorio de fibra de vidrio y resina, y con un cartucho central para iniciar la combustión con una tobera de garganta de 9 mm de diámetro. La lata se recubrió internamente con una fina capa de resina. La ignición se realizó a través de un igniter. El resultado fue que se fundió por un poro y se rajo la lata. El tiempo de quemado fue de 2 segundos hasta que exploto. La llama fue muy abierta con baja presión. El interior de la lata siguió quemando con llamas hacia el exterior a causa de la resina hasta que se soltó la tobera.

<http://www.youtube.com/watch?v=1X3qLLVwiSI>

Burn#5

Este ensayo fue realizado el 17 noviembre 2010. La prueba consistió en un quemado de motor de una lata de Coca-Cola de acero de 32 gramos con una capa de resina en el interior de 2.5 mm de espesor en la parte del mamparo y de 3.5 mm de espesor en la parte de la tobera; el conjunto tenía un peso total 129 gramos de los cuales 68.9 gramos eran de la capa interior de resina. Este peso no incluía el mamparo posterior, ni los granos, ni la resina de relleno; pero si incluye la tobera de aluminio de 27.9 gramos cuya garganta es de diámetro 10.11 mm y la salida de tobera es de diámetro 17.50 mm. Espesor en la parte del mamparo es de unos 2.5 mm y de unos 3.5 milímetros en la parte de la tobera.

Se probaron 6 granos de 24 gramos y un cartucho central C7-3 con igniter hecho con una bombilla de 1.5 voltios rellena de pólvora activada eléctricamente con pila de 9 voltios. El igniter se colocó en el centro de la cámara de combustión con una tobera de garganta de 9 mm de diámetro. Y la lata se recubrió internamente con una capa de 2 mm de resina. El resultado obtenido fue que la ignición fallo a causa del igniter central, por lo que se procedió a realizar un encendido manual mediante mecha. La lata quemó satisfactoriamente durante 3 segundos. La llama fue inestable, con baja presión y muy abierta, se vieron partículas de aluminio quemando. El interior de la lata se quedó quemando a causa de la resina hasta que se soltó la tobera.

128.8 gramos de estructura (32.0 gramos + 27.9 gramos + 68.9 gramos)
195.3 gramos de combustible sólido (27.9 gramos x7)
050.0 gramos de relleno resina
374.1 gramos TOTAL
52% de combustible
48% de estructura

<http://www.youtube.com/watch?v=MclZqDyNfRg>

Burn#6

Este ensayo fue realizado el 30 noviembre 2010. Se procedió a probar 4 granos con envoltorio de fibra de vidrio y resina y un igniter con una carga de pólvora en el centro de una cámara de combustión. La cámara de combustión fue una lata de aluminio de 250 ml con una tobera de garganta de 9 mm de diámetro. La lata se recubrió internamente con una fina capa de resina. La ignición fallo a causa del igniter central por lo que se procedió a realizar un encendido manual mediante mecha. La lata exploto directamente debido a la sobrepresión reventando el mamparo posterior y partiendo la lata en 2. Los 4

granos quemaron a presión atmosférica y el interior de la lata se quedo quemando a causa de la resina.

http://www.youtube.com/watch?v=og1PAHfYI_c

Burn#7

Este ensayo fue realizado el 15 diciembre 2010. La prueba consistió en 4 granos dobles, dispuestos uno encima de otro dentro del mismo envoltorio y un igniter con una carga de pólvora en el centro de la cámara de combustión con una tobera de garganta de 8 mm de diámetro. Como cámara de combustión se utilizo una lata fina de 330 ml, la cual, se recubrió internamente con una capa de 1 mm de resina. La ignición fallo a causa del igniter central por lo que se procedió a realizar un encendido manual mediante mecha. La llama fue estable pero con vibración de manera que la tobera quemo durante 3 segundos hasta que se desprendió de la lata y se origino un agujero que permitió el quemado a baja presión durante 3 segundos más; el interior de la lata se quedo quemando a causa de la resina. Se mido el empuje con una balanza y llego a unos 1,000 gramos, cuando se esperaban cerca de 4,000 gramos. Por lo que el resultado no fue satisfactorio.

<http://www.youtube.com/watch?v=4a6-iBMq5b8>

Burn#8

Este ensayo fue realizado el 25 de marzo de 2011. Se probaron 2 granos, uno encima del otro, con estructura de tubo de acero cerrado por los laterales con mamparos de aluminio remachados con un corta-tubos. La tobera tenía una garganta de 3 mm. Quemo durante 1 segundo y al terminarse el primer grano se abrió la estructura lateralmente sin llegar a explotar y siguió quemando por el lateral y por la tobera a menor presión. Se midió el empuje con una balanza y llego a unos 400 gramos hasta que se abrió el tubo y se perdió la lectura.

2 black powder grains: less than 45 grams
1 Bulkhead: 9 grams
1 Nozzle: 12 grams
1 Structure: 12 grams
Wet mass: 78 grams
Dry mass: 33 grams
Dry/Wet ratio: 42%

<http://www.youtube.com/watch?v=vxOOflXQRs>

Burn#9

Este ensayo fue realizado el 02 de abril de 2011. Se probaron 1 cartucho dentro de un tubo de PVC con la finalidad de ver si el tubo aguanta la presión y la llama. La tobera original se abrió a 4 mm de diámetro. Quemo durante 3 segundo a menos presión de lo normal y la llama fue un poco más abierta que lo normal. Se midió el empuje con una balanza y llego a unos 450 gramos.

<http://www.youtube.com/watch?v=1pFhcwhJNul>

Burn#10

Este ensayo fue realizado el 03 de abril de 2011. Se probaron 2 granos, uno encima del otro, con estructura de tubo de acero cerrado por los laterales con mamparos de aluminio remachados con corta-tubos. Se hizo atmosfera de resina dentro del tubo para evitar el aire, sumergiendo los granos dentro de la resina. La tobera tenía una garganta de 7 mm de diámetro. Quemo durante 3 segundos y al terminarse el primer grano se abrió la estructura lateralmente sin llegar a explotar y siguió quemando por el lateral y por la tobera a menor presión.

Throat diameter: 5 mm
Propellant: Black powder
Nozzle mass: 12.6 grams
Bulkhead mass: 6.8 grams
Structure mass: 11.8 grams
Epoxy mass: 9.0 grams
Propellant mass: 40.1 grams
Wet mass: 80.3 grams
Dry/Wet ratio: 50%

http://www.youtube.com/watch?v=sv_m7u_94tl

Burn#11

Este ensayo fue realizado el 11 de abril de 2011. Este es un quemado, de un solo grano, debe quemar desde el centro y se pone a prueba con una implementación real de una válvula de control de empuje y de la tobera.

La tobera de control utiliza los materiales reales que se utilizarán en el dispositivo de control de vectores basados en cuatro toberas de control. Esta tobera de control tiene una garganta 1 mm de aluminio y una capa de epoxy interna.

El puerto de purga y el colector es el mismo que será utilizado en el diseño final.

La tobera de empuje es un agujero en la garganta de 3 mm para simular la presión de la cámara de combustión real.

El resultado final antes de ser quemado se muestra en DSCF0428.JPG picture.

MASS LIST
Bulkhead + Purge port + Valve + pipe + control nozzle = 11.6 grams
Propellant + igniter + wires + epoxy layer = 21.7 grams
Structure can + hole + ablative material = 38.1 grams
Bulkhead epoxy reinforcement = 4.5 grams
TOTAL: 75.9 grams

Se probó 1 grano dentro de una lata pequeña de 330 ml con un sistema de purgado hacia una micro-válvula con una tobera de control de 2 mm de garganta. La lata tenía un orificio de 4 mm y recubierto internamente con una fina capa de resina. La combustión duro milésimas de segundo hasta que reventó el mamparo posterior llevándose la tobera de control y la lata salió disparada. El interior de la lata se quedo quemando a causa de la resina.

<http://www.youtube.com/watch?v=Xtqn2JHh8uw>

<http://www.youtube.com/watch?v=MKHEF0LfNL>

Burn#12

Este ensayo fue realizado el 16 de enero de 2011. Se probó 1 grano con estructura de tubo de acero cerrado por los laterales con mamparos de aluminio pegados con resina y remaches de aluminio. La tobera tenía una garganta de 8 mm de diámetro. Explotó, cizalló los remaches y la tobera salió disparada, el grano salió fuera y se quemó a presión atmosférica. Se midió el empuje con una balanza sin resultados a destacar a causa de la explosión. El tubo se rajó en la punta de la tobera unos 4 cm de forma longitudinal, arrancando desde uno de los remaches y coincidiendo con un quemado del cuerpo producido por un corte longitudinal que tenía el grano al no estar recubierto por fibra de vidrio y resina. En el tubo se observa un sobredimensionado del diámetro supuestamente producido por la onda de choque. Se observan 3 aros producidos por la onda de choque.

<http://www.youtube.com/watch?v=R-Vr8YSGGwo>

Burn#13

Este ensayo fue realizado el 20 de enero de 2011. Se probó 1 grano con estructura de tubo de acero cerrado por los laterales con mamparos de aluminio remachados con corta-tubos. Se hizo atmosfera de resina dentro del tubo para evitar el aire, sumergiendo el grano dentro de la resina a presión y desbordando el sobrante de resina. La tobera tenía una garganta de 8 mm. Exploto, la tobera salió disparada, el grano salió fuera y se quemó a presión atmosférica. Se midió el empuje con una balanza sin resultados a destacar a causa de la explosión. El tubo se quemó en la punta de la tobera unos 4 cm de forma longitudinal, coincidiendo con un corte longitudinal que tenía el grano. El remachado con corta-tubos fallo en la parte de la tobera.

1 grain: 20.1 grams

<http://www.youtube.com/watch?v=BATPJ4oh968>

Burn#14

Este ensayo fue realizado el 25 de enero de 2011. Se probó 1 grano con estructura de tubo de acero cerrado por los laterales con mamparos de aluminio remachados con corta-tubos. Se pintó el grano con resina y a través de un tornillo de purgado a través del mamparo posterior se drenó la resina sobrante. La tobera tenía una garganta de 10 mm de diámetro. Todo el conjunto se metió dentro de una jaula para absorber la energía de las partes proyectadas en caso de explosión, esto se hizo como medida de seguridad adicional porque en las pruebas previas la tobera salía siempre disparada. Se procedió a realizar un encendido manual mediante mecha. El tubo quemó satisfactoriamente durante casi 5 segundos aunque se observó que este se había quemado sin llegar al punto de fusión quedando de color azul. Se midió el empuje con una balanza alcanzando unos 80 gramos. El remachado con corta-tubos aguantó bien en ambos mamparos. Se generó un fichero de empuje vs tiempo llamado Escoba10.ENG para ser usado posteriormente en simulaciones con el Moon2.0

A.3 Tests de presión

Se realizan una serie de ensayos de presión donde se irán probando los nuevos conceptos o se mejorarán versiones anteriores (ver Figure 21).



Figure 21 Pressure Test

Pressure Test#0

Es una prueba de alta presión de la Stage2 usando una lata de Coca-Cola de acero, realizada el 21 de octubre de 2010.

Esta versión incluye:

- Se añade refuerzo lado tobera basado en remachar otro mamparo desde dentro doblando este en vez del mamparo original
- Unión de la tobera con manómetro de alta presión

Resultados:

- Se realizó una prueba con nitrógeno a baja presión hasta 34 bares. Se observó que fugaba el mamparo.

<http://www.youtube.com/watch?v=HdAbTliFpfQ>

Pressure test#1

Es una prueba de presión de la Stage2 usando una lata de Coca-Cola de acero, realizada el 14 septiembre 2010.

Esta versión incluye:

- Mamparo posterior de fibra de vidrio.
- Unión de la tobera usando la propia tobera pegada con resina.

Resultados:

- Se realizó una prueba de presión con aire comprimido a 7 bares. En el vídeo CIMG2550.AVI se ve como el mamparo posterior reventó a 7 bares. Es mejor poner el mamparo de acero por dentro. No realizar un curado de la parte exterior y luego otro encima porque suele partir por la unión de ambos. Es mejor hacerlo todo de una misma vez.

<http://www.youtube.com/watch?v=HdAbTliFpfQ>

Pressure test#2

Es una prueba de presión de la Stage2 usando una lata de Coca-Cola de acero, realizada el 12 de octubre de 2010.

Esta versión incluye:

- Mamparo posterior hecho con un trozo cóncavo pegado con resina. En el interior lleva 4 bombadas de resina. En el exterior lleva una tela de fibra de vidrio con resina.
- Unión de la tobera pegada con muy poca resina. En el exterior se ha llenado la cavidad con resina y reforzado con fibra de vidrio.

Resultados:

- Se hizo una primera prueba con argón a presión hasta 11 bares que superó perfectamente.
- Se realizó una segunda prueba con nitrógeno a presión hasta 35 bares. Se observó que la parte de unión de la tobera se dio la vuelta y se estiró hasta que empezó a perder presión concluyendo que el refuerzo exterior del lado tobera no sirve a efectos de presurización.

En el vídeo CIMG2674.AVI se observa cómo al superar una presión de 23 bares la lata empieza a estirarse por el lado de la tobera.

El mamparo posterior no cedió pero empezó a agrietarse por lo que se recomienda dejar más material del mamparo para que la unión sea mayor. También se recomienda presionar el mamparo contra la lata desde el interior para asegurar una buena superficie de contacto.

<http://www.youtube.com/watch?v=HdAbTliFpfQ>

Pressure test#3

Es una prueba de presión de la Stage2 usando una lata de Coca-Cola de acero, realizada el 17 de octubre de 2010.

Esta versión incluye:

- Mamparo posterior con agujero de purgado y soporte del colector de presión.
- Unión de la tobera mejorada con refuerzo de resina interior

Resultados:

- Se realizó una prueba con nitrógeno a presión hasta 35 bares. Se observó que la lata no se deformó hasta superar la presión de rotura de la resina en el lado de la tobera.

En el vídeo CIMG2677.AVI se observa cómo al sobrepasar 34 bares el cierre de resina cede y la lata se estira sin llegar a romperse. La fuga que se oye todo el rato es la purga del sistema de control vectorial que funcionó bien todo el rato.

<http://www.youtube.com/watch?v=HdAbTliFpfQ>

Pressure test#4

Es una prueba de alta presión de la Stage2 usando una lata de Coca-Cola de acero, realizada el 20 de octubre de 2010.

Esta versión incluye:

- Se añade refuerzo lado tobera basado en remachar otro mamparo desde dentro doblando este en vez de él mamparo original.
- Unión de la tobera con manómetro de alta presión.

Resultados:

- Se realizó hasta 3 adaptadores porque el manómetro pegaba en la lata. El mamparo adicional se des remachó y nunca llegó a quedar recto, dejando la tobera inclinada 5 grados. Este defecto hay que tenerlo en cuenta para próximas versiones: No se debe tocar una vez remachado.
- Se realizó una prueba con nitrógeno a baja presión hasta 14 bares. Se observó que fugaba masivamente.
- Se realizó una segunda prueba dentro de un recipiente con agua para ver los puntos de fuga, se sometió a una presión de 7 bares. Se observó que había 4 puntos de fuga, uno en el racor de la manguera, otro en la rosca del manómetro, otro en la junta donde iría la tobera y una pequeña fuga en el mamparo. Esta es la razón por la cual no se alcanzaban altas presiones.

<http://www.youtube.com/watch?v=HdAbTliFpfQ>

Pressure test#5

Es una prueba de alta presión de la Stage2 usando una lata de Coca-Cola de acero, realizada el 24 de octubre de 2010.

Esta versión incluye:

- Se pone resina antes de quitar la remachadora para asegurar que el remache no se suelte
- Se ha empleado esta vez un mamparo de presión hecho con una lata larga de Coca-Cola para evitar la deformación de la última prueba. Este mamparo se corta casi por el doblez.
- Se han fabricado cuatro latas iguales para aprender la fabricación en serie con código de barras: 5449000000996.

Resultados:

- No se realizó ninguna prueba de presión.
- Procedimiento usado:
 - Para hacer cuatro etapas se necesitan dos latas de 330 ml (D66x116 mm) y una lata (D58x146 mm) también de 330 cl. por cada etapa a fabricar.
 - FABRICACIÓN DEL REMACHE: Con un abrelatas de rueda abrir una de las latas de 330 ml (D66x116 mm) vacía. Limpiar su interior del azúcar o líquido restante con agua, secándolo bien. Marcar con la plantilla el centro y el radio de corte. Sujetar en el torno con el punzón de manera que quede lo más centrado posible. Poner la herramienta en la marca del radio e ir cortando empujando tanto el punzón como la herramienta hasta que se abra la grieta del corte. Quitar con un pincel la arandela interior resultante. Soltar del torno y cortar con las tijeras primero por la esquina de la lata y segundo por el doble, dejando un poquito de radio del doblez para que no se debilite.

- FABRICACIÓN DEL MAMPARO: Con una lata de 330 ml (D58x146 mm) vacía, cortar con tijeras en la parte del culo. Limpiar de azúcar o líquido y con acetona quitar las letras de fabricación de la parte exterior. Cortar con las tijeras primero por la esquina de la lata y segundo por el doblez, dejando un poquito de radio del doblez para que no se debilite. Debe quedar un diámetro no inferior a 44.4 mm.

- FABRICACIÓN DE LA SEGUNDA ETAPA: Con una de las latas de 330 ml (D66x116 mm) vacía marcar con un punzón la parte del remache de la anilla abierta para que sirva de punto de centrado. Sujetar con el torno por la parte del culo asegurándose que está lo más centrado posible a la vez que se fija con el punzón y comprobando que la herramienta no llega a tocar el agujero de bebida de la lata de tal manera que quede un diámetro mayor de 41.5 mm e inferior a 45.0 mm.

Limpiar su interior del azúcar o líquido restante con agua, secándolo bien. Marcar con la platilla el centro y con una broca de 4 mm y luego una de 10 mm taladrar el culo de la lata. Limpiar de virutas. Con el corta chapa redondo cortar el culo con un diámetro de 32.0 mm. Retirar la arandela sobrante del corta chapa redondo y limpiar. Poner el remache dentro de la lata con la concavidad igual que el culo de la lata y poner el corta chapa redondo al revés para que en vez de cortar, este remache. Asegurarse que cuando empiece a remachar esté todo centrado.

Al principio está duro porque está abriendo el remache luego es fácil de apretar hasta que de repente se pone duro. Apretar solo media vuelta para marcar bien la esquina donde apoyará luego la tobera. Hacer dos bombadas de resina y con cuidado de no manchar el corta chapa redondo, ir tirando un chorrito a la vez que se gira la lata y se completa una vuelta. Hacer una revolución completa con un ángulo de 30 grados para manchar por igual la pared de la lata. Una vez terminada la revolución, como hay una gota grande en un lado, inclinar en la dirección opuesta para que se compense la falta de resina y una vez igualado todo homogéneamente dejar secar hasta que llegue a estado de gel. Quitar la parte exterior del corta chapa redondo y volviendo a poner un poco el tornillo, usando un tubo (6en1) que empuja el remache, extraer la cuchilla del corta chapa porque suele ir un poco duro y no queremos dañar la resina ni que se suelte el remache.

Para extraer la cuchilla del corta chapa es fácil usar un rotulador que al roscarlo dentro permite extraerlo sin dar golpes. Asegurarse de que no quedan virutas incrustadas en la resina y que el labio interno del remache está libre de resina. Ahora es el momento de limpiarlo con una cuchilla porque la resina es débil. Poner una pequeña capa de resina en el exterior para que no se meta la tobera si se empuja hacia adentro. Llegados a este punto, la lata no debería pesar más de 30 gramos.

<http://www.youtube.com/watch?v=HdAbTliFpfQ>

Pressure test#6

Prueba de presión con tubo de escoba, realizada el 19 de enero de 2010.

Resistió perfectamente hasta la máxima presión, 34 atmósferas. No hubo fugas.

<http://www.youtube.com/watch?v=BATPJ4oh968>

A.4 Tests de ignición

Se realizan una serie de encendidos de hasta 4 prototipos donde se irán probando los nuevos conceptos o se mejorarán versiones anteriores.

Igniter Test#1

Prueba realizada el 22 de octubre de 2010.

El igniter se fabrica con una pequeña bombilla de 1.5 voltios. Se corta en un lateral y se llena de pólvora. Se cierra con celo. Al cortocircuitar la pila el igniter explota y aumenta la temperatura por unas décimas de segundo. En el vídeo CIMG2714.01.Igniter2.October22.AVI se ve como explota.

<http://www.youtube.com/watch?v=0lf3CVD7tH8>

Igniter Test#2

Prueba realizada el 25 de octubre de 2010.

Bombilla base de fabricación del encendedor.

La luz del Slow burn aparece después de unos segundos; ver video CIMG2747.Se enciende y después de un rato explota.AVI

Conclusión: La bombilla debe estar llena de pólvora a fin de tener una reacción inmediata.

<http://www.youtube.com/watch?v=0lf3CVD7tH8>

Igniter Test#3

Prueba realizada el 26 de octubre de 2010.

Junto a un igniter se puso una carga previa. La explosión fue más potente.

<http://www.youtube.com/watch?v=0lf3CVD7tH8>

Igniter Test#4

Prueba realizada el 18 de noviembre de 2010, con un tapón con pólvora y un alambre de nicrón. Nunca llegó a encenderse, ni si quiera con mechero.

<http://www.youtube.com/watch?v=0lf3CVD7tH8>

ANNEX B. PROPULSORES SÓLIDOS DE BAJO COSTE

En este Annex se estudia el tipo de propulsor sólido más adecuado para el programa espacial Wikisat.

B.1 Motores de propulsión sólido

Los motores de propulsión sólido tienen un diseño simple, mucho más simple que los de propulsión líquido. La simplicidad de los cohetes de propulsión sólido permite una amplia aplicación. El combustible sólido es fácil de almacenar y de manejar, ya que al no necesitar sistema de entrega de carburante mejora en fiabilidad y coste. Los que están en uso hoy en día por lo general consisten en un propulsor sólido, es decir, el combustible y el compuesto oxidante, con el siguiente hardware asociado según la Ilustración 1 son: el casco (1), la tobera (2), el aislamiento (4), el encendedor (5), y los estabilizadores. El propulsor sólido, conocido como "Grano" (7), es una mezcla química de compuestos que contienen un combustible y un oxidante que producen una combustión para producir gases muy calientes a alta presión. Estos propulsores son autónomos y pueden quemar sin fuentes de oxígeno, como el aire de Atmósfera de la Tierra. En consecuencia, el combustible sólido puede operar en espacio exterior. Pero tiene dos desventajas principales: el motor no puede controlarse una vez se ha encendido, aunque puede establecerse el perfil de empuje, y debido a la baja energía química del propulsor sólido tiene un impulso específico bajo, es decir, entregar menos empuje por unidad de masa consumida.

Los cohetes crean empuje por la reacción de los propulsores en la cámara de combustión. Este efecto también es conocido como principio de acción y reacción o tercera ley de Newton. Como resultado de la reacción de los propulsores se obtiene una cantidad de gases calientes a alta presión que se expanden y se aceleran a través de una tobera generando una fuerza de avance conocida como "Empuje".

Desde el punto de vista termodinámico el motor de un cohete de combustible sólido es idéntico al de un motor de combustible líquido. El gas caliente producido por la combustión se convierte de la misma manera en una velocidad de escape de alto flujo, por lo que la tobera, la garganta (3) y la restricción en la cámara de combustión que lleva a la garganta tienen la misma forma y función.

El gas caliente se produce por la combustión en el hueco (vacío) de la superficie del bloque de combustible sólido (7), conocido como "Carga o Grano". En la mayoría de los casos, el grano se une a la pared de la cámara de combustión a través del aislamiento (4) para evitar que los gases de combustión calientes puedan acceder a la superficie de los granos no destinados a quemarse, y para prevenir daños por el calor en las paredes de la cámara de combustión. El grano contiene combustible y oxidante en forma de polvo, y están unidos por un material aglutinante (6).

Los cohetes de propulsión sólida se diferencian de los líquidos en que el oxidante y el combustible se mezclan y forman en un compuesto sólido, el “Grano”, antes del lanzamiento y no en tiempo real. El propulsor entra en la cámara de combustión que está unida a la tobera (2). Una vez que la superficie interna del grano se enciende, el motor produce un empuje continuo hasta que el propulsor se agota. Por ese motivo, en los cohetes de propulsión sólida la cámara de combustión y los tanques de combustible son los mismos. En la Figure 22 se muestra la configuración de un motor sólido.

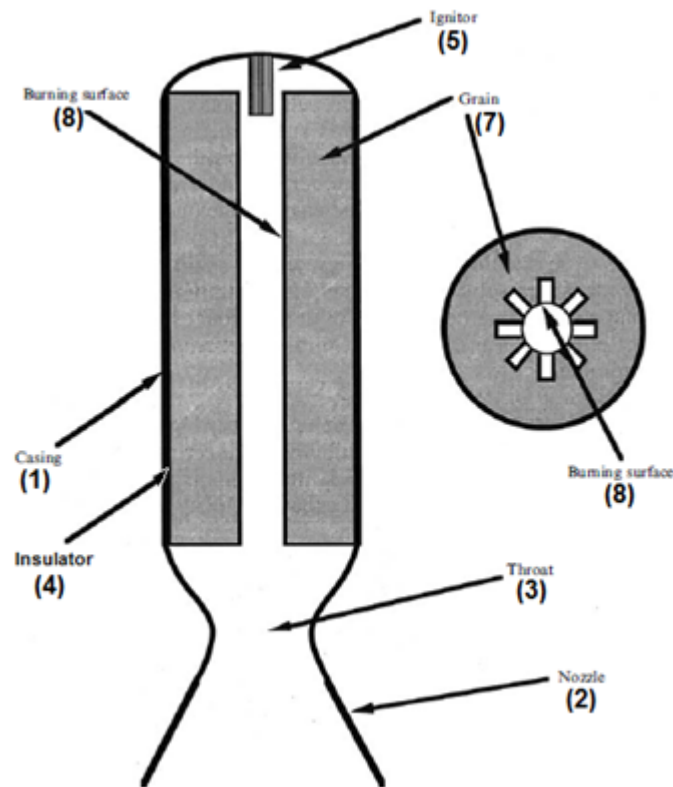


Figure 22 Schematic of a solid fuelled rocket motor

El cohete de propulsión sólida consta de una carcasa para el propulsor, que se une a la tobera. Las velocidades de escape son bajas. Pero al no tener una Turbo-bomba (turbo-pump) ni un circuito de válvulas y tuberías complicado además del hecho de no tener depósitos de carburante, hace que pueda producir una alta relación de masas a bajo coste. Todo esto hace que debido a su simplicidad tenga una alta fiabilidad.

Un motor sólido puede tener una tasa de flujo de masa muy alta y por lo tanto un empuje alto, mientras que la complejidad de la ingeniería y el coste puede ser baja para un solo uso. Esto es ideal para las primeras etapas de un lanzamiento ya que una alta velocidad de escape no supone ningún problema. El peso muerto de la fase sólida es sólo la carcasa y la tobera.

Existen diferentes tipos de propulsores sólidos, que se detallan a continuación:

- **Propulsor de Pólvora (BP)**

El combustible utilizado es carbón de leña y el oxidante es el nitrato de potasio con azufre como aditivo. La pólvora es una de las más antiguas composiciones pirotécnicas con aplicación a los cohetes. Este propulsor tiene malas propiedades específicas como el impulso (80 s) y la fractura. Es usado en modelos de cohetes amateur.

- **Propulsores de Zinc-azufre (ZS)**

El combustible utilizado es el zinc y el oxidante es el azufre. La aplicación de ZS es básicamente para cohetería de aficionados debido a su bajo rendimiento, tales como rápida velocidad de combustión y bajo impulso específico.

- **Propulsores Candy**

Los propulsores candy están formados por un oxidante y un combustible de azúcar que al fundirse se transforma en una carcasa. Este tipo de propulsor sólido genera un impulso específico bajo-medio por lo que es bueno para cohetes amateur, pero no para avanzados cohetes experimentales.

- **Propulsores de Doble-Base (DB)**

Los propulsores de doble base se componen de dos combustibles mono propulsores, de los cuales uno tiene un alto nivel de energía y el otro no. Esto es debido a que el primer mono-propulsor es capaz de alcanzar el impulso específico requerido, mientras que el segundo se encarga de controlar la inestabilidad del primero. This is because the first monopropellant is able to achieve the specific impulse required and the second one is to control the instability of the first one. Por lo general, se utiliza gel de nitroglicerina y nitrocelulosa y algunos aditivos para ayudar al proceso de solidificación. Los propulsores de doble base se utilizan en aplicaciones donde se requiere un impulso específico medio-alto.

- **Propulsores Compuestos (CP)**

Los propulsores compuestos están formados de polvo oxidante y el combustible se sujeta con aglutinante (binder) de la resina. La mayoría de propulsores compuestos de uso común usan como oxidante el nitrato de amonio (AN) o perclorato de amonio (AP), que son sales inorgánicas, y el magnesio o aluminio como combustible para liberar más energía y aumentar la temperatura de combustión. Los propulsores compuestos basados en nitrato de amonio tienen un rendimiento menos óptimo (tienen un impulso específico aproximado de $I_{sp} = 210$ segundos) y los basados en el perclorato de amonio (tienen un impulso específico aproximado de $I_{sp} = 265$ segundos). A pesar de ello, el escape de nitrato de amonio es menos tóxico que el de perclorato de amonio. El tercer componente del propulsor sólido es aglutinante (binder).

En la Table 7 se resumen dichos propulsores:

Table 7 Comparison of Isp

	Isp [s]	Burn rate	Application
BP	80	Very fast	Pyrotechnic
ZS	45	Extremely fast	Amateur
Candy	130	Fast	Amateur
DB	235	Medium	Medium-advanced rocketry
CP	265	Low	Professional rocketry

B. 2 Composición del propulsor

Los combustibles sólidos se utilizan desde que se construyeron los primeros cohetes. Existen diferentes tipos de propulsores sólidos clasificados en cinco familias en función de sus componentes.

B.2.1 Oxidantes

Oxidante: Es un compuesto químico que oxida a otra sustancia en reacciones electroquímicas transfiriendo oxígeno a los átomos. Es deseable un alto contenido de oxígeno en un oxidante, ya que aumenta su rendimiento.

³ <http://es.wikipedia.org/wiki/Oxidante>

- **Ammonium perchlorate (AP):** Es el oxidante más usado hoy en día debido a que tiene un coste moderadamente bajo, un rendimiento moderado y tiene buena capacidad de transformación. Se obtiene de la reacción entre el amoníaco y uno de los oxácidos, ácido perclórico o por doble descomposición entre una sal de amonio y perclorato de sodio. Tiene un porcentaje de oxígeno en peso del 34 por ciento y su gravedad específica es de 1.9.

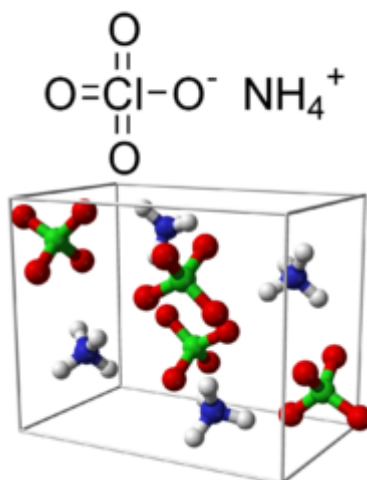
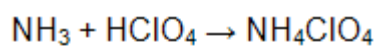


Figure 23 Ammonium perchlorate

Table 8 Ammonium perchlorate properties

State aggregation	Solid
Appearance	white granular
Density	1,950 kg/m ³ ; 1,95 g/cm
Molar mass	117.49 g/mol
Solubility in water	11.56 g/100 mL (0 °C) 20.85 g/100 mL (20 °C) 57.01 g/100 mL (100 °C)
Boiling point	Exothermic decomposition before melting at >200 °C
Oxygen Content, Mass	59.5 %
Remarks	Moderate performance, cost

⁴ http://es.wikipedia.org/wiki/Perclorato_de_amonio

- **Ammonium nitrate (AN):** Se utiliza para velocidades de combustión lenta. Se caracteriza por la baja temperatura, es un productor de gas de alta, y es bueno para los propulsores del generador de gas. AN tiene la mayoría de las aplicaciones pero no es tan energético como AP, es menos costoso y ofrece un escape más limpio. Puede ser el oxidante del futuro. Tiene un porcentaje de oxígeno en peso del 20 por ciento y su gravedad específica es de 1.9.

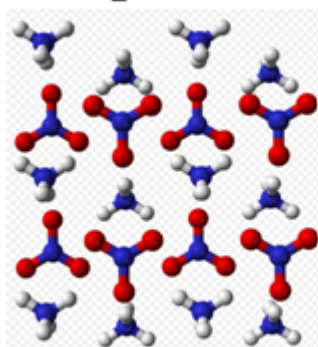
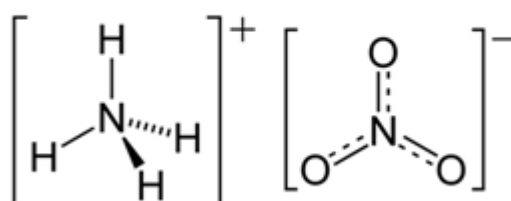
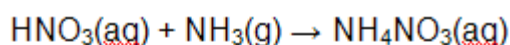


Figure 24 Ammonium nitrate

Table 9 Ammonium nitrate properties

State aggregation	Solid
Appearance	White solid
Density	1.725 g/cm ³ (20 °C)
Molar mass	80.052 g/mol
Melting point	169.6 °C
Boiling point	approx. 210 °C decomp.
Solubility in water	118 g/100 ml (0 °C) 150 g/100 ml (20 °C) 297 g/100 ml (40 °C) 410 g/100 ml (60 °C) 576 g/100 ml (80 °C) 1,024 g/100 ml (100 °C)
Oxygen Content, Mass	60.0 %
Remarks	Moderate performance, low cost

⁵ http://es.wikipedia.org/wiki/Nitrato_de_amonio

- **Potassium perchlorate:** Se utiliza para una rápida tasa de quemado. Se caracteriza por altas temperaturas de trabajo, es un productor de gas de baja. Tiene un porcentaje de oxígeno en peso del 46 por ciento y su gravedad específica es de 2.5.

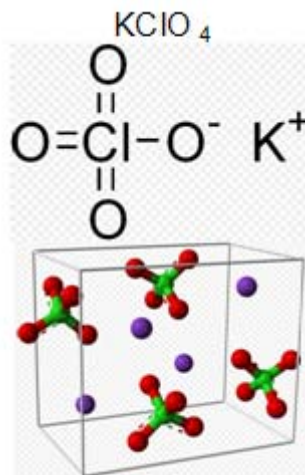


Figure 25 Potassium perchlorate

Table 10 Potassium perchlorate properties

Crystal structure	rhombohedral
Molar mass	138.55 g/mol
Appearance	Colourless/white crystalline powder
Density	2.5239 g/cm ³
Melting point	525 °C
Boiling point	600 °C (decomp.)
Solubility in water	0.75 g/100 mL (0 °C) 1.5 g/100 mL (25 °C) 21.8 g/100 mL (100 °C)
Oxygen Content, Mass	46.2 %
Remarks	low regression rate, moderate performance

⁶ http://en.wikipedia.org/wiki/Potassium_perchlorate

- **Nitronium perchlorate or Nitroxyl Perchlorate (NP):** Es el oxidante más potente, pero con casi todas las mezclas de compuestos orgánicos es peligrosos y explosivos, y tiende a explotar espontáneamente. Al mezclarlo con otros materiales oxidantes se comporta de manera similar. El NP no produce humo al quemar los combustibles.

Toxicidad: Se descompone por encima de 80 ° C o en contacto con el agua y muchos compuestos orgánicos. La descomposición del NP con óxidos de nitrógeno libera (NONO2) y cloro (Cl2). La concentración máxima permitida es de 5 ppm.

Sensibilidad: Las mezclas de NP con casi todos los compuestos orgánicos son peligrosas y explosivas y explotan espontáneamente. Las mezclas con otros materiales oxidables se comportan de manera similar.

Usos: Se propone utilizar en propulsores de alta energía.

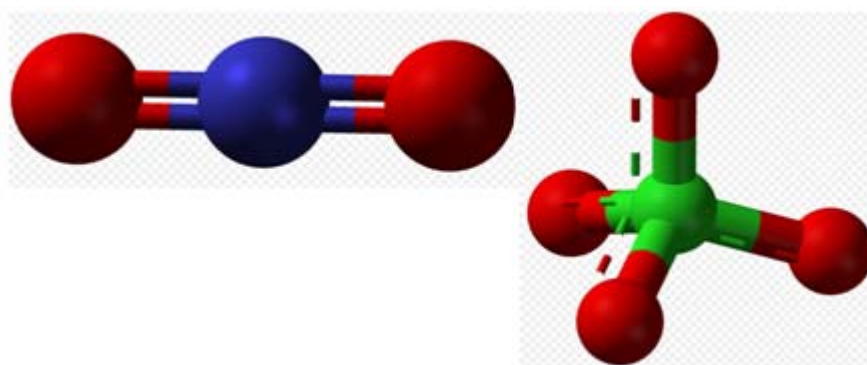


Figure 26 Nitronium perchlorate or Nitroxyl Perchlorate

Table 11 Nitronium perchlorate or Nitroxyl Perchlorate properties

Molar mass	161.45
Melting point	135 °C (decomposes)
Oxygen Content, Mass	66.0 %
Remarks	Very reactive, unstable

⁷ http://en.wikipedia.org/wiki/Nitronium_perchlorate

B.2.2 Sistemas aglutinantes (Binders)

Los aglutinantes contiene toda la fórmula en un grano con unas condiciones estructurales que puedan soportar variaciones de temperatura, las cargas de presión y la aceleración durante el vuelo. Los mejores materiales aglutinantes proporcionan la integridad estructural necesaria con un volumen mínimo de aglutinante. La carga de los sólidos en el propulsor tiene las características necesarias para expresar la masa total de combustible y oxidante como porcentaje de la masa total de carburante. El propulsor compuesto tiene un rango de carga solida de entre el 84 – 90 %, lo que significa que solo el 10 – 16 % de la masa del propulsor se compone de ingredientes aglutinantes. El objetivo es utilizar un aglutinante con baja densidad y energía de combustión. Los aglutinantes generalmente son largas cadenas de polímeros que pueden mantener pólvoras propulsoras y cristales mediante la formación de una matriz continua a través de polimerización y reticulación (cross-linking). La reticulación se lleva a cabo mediante la mezcla de un curativo en el propulsor justo antes de fundir (pouring) la mezcla en el motor. Los materiales compuestos utilizados en los propulsores se resumen en la Table 12.

Table 12 Binder used in composite propellants

Binder designation	SRM Applications
Polysulfide (PS)	Older rockets
Polyether Polyurethane (PEPU)	Polaris Stage 1
Polybutadiene Acrylic Acid (PBAA)	Older rockets
Polybutadiene Acrylonitrile (PBAN)	Titan and Shuttle SRM
Nitrocellulose (Plasticized) PNC	Minuteman and Polaris
Carboxy-terminated Polybutadiene (CTPB)	Minuteman Stage 2, 3
Hydroxy-terminated Polybutadiene (HTPB)	IUS, Peacekeeper, Star 48
Glycidal Azide Polymer (GAP)	Proposed for tactical rockets
Nitrate Ester Polyether (NEPE)	Peacekeeper, SICBM

Reticulación¹: Formación de una red tridimensional formada por la unión de las diferentes cadenas poliméricas.

B.2.3 Aditivos de combustible

Como ayuda adicional para proporcionar energía, los propulsores que utilizan metales en polvo como aditivos especiales de combustible.

El combustible más común utilizado hoy en día es de aluminio en polvo para aportar energía extra con un ardor estable. El magnesio se utiliza en fórmulas de reducción de emisiones de escape. Los combustibles de berilio son los más energéticos, pero tienen el inconveniente que los gases de escape son tóxicos y los productos tiene un coste más elevado. Por esta razón, solo se usan en aplicaciones espaciales. El circonio y titanio son meramente competitivos en cuanto a valores de calorífico volumétrico.

⁸ <http://es.wikipedia.org/wiki/Reticulaci%C3%B3n>

Los mejores combustibles son aquellos que poseen una alta densidad y proporcionan un alto rendimiento una vez mezclados con el oxidante y el aglutinante, llegando a proporcionar un aumento en el impulso específico y en la densidad del propulsor.

Table 13 Fuels used in composite propellants

Fuel	Chemical symbol	Molecular Mass [kg/kmol]	Density [kg/m ³]	Remarks
Zirconium	Zr	91.22	6.4	Low performance but high density
Titanium	Ti	47.9	4.5	Low performance but high density
Magnesium	Mg	24.32	1.75	Clean propellant applications
Aluminum	Al	26.98	2.7	Low cost, common fuel
Aluminum Hydride	AlH ₃	30.0	1.42	Difficult to make
Beryllium	Be	9.01	2.3	Toxic exhaust products
Boron	B	10.81	2.4	Inefficient combustion
Beryllium Hydride	BeH ₂	11.03	650	Toxic exhaust products

Los propulsores compuestos más utilizados en la actualidad son el Propulsor Compuesto Perclorato de Amonio (APCP) y el Propulsor Compuesto de Nitrato de amonio (ANCP). Pero nosotros solo nos centraremos en el APCP.

B.3 Propulsor Compuesto Perclorato de Amonio (APCP)

El propulsor elegido para la primera etapa es APCP (perclorato de amonio Compuesto propulsor).

El perclorato de amonio es un propulsor compuesto para cohetes de propulsión sólida que se utiliza en aplicaciones de propulsión aeroespacial tripuladas y no tripuladas donde la fiabilidad y la simplicidad tienen un papel importante. El APCP está compuesto principalmente de perclorato de amonio y polvo de aluminio en un porcentaje de 70/15. Ambos mezclados con aglutinante HTPB o PBAN en un porcentaje de 15. Aunque el rendimiento no supone un problema, ya que es bastante alto “bajo humo” pueden hacerse composiciones tales como 80/18/2 of AP/HTPB/Al.

Sus principales ventajas son el alto rendimiento que ofrece, su rápida velocidad de combustión, su densidad energía es el doble que la del polvo negro, es fácil de fabricar, tiene un buen comportamiento en motores de gran tamaño y su coste es bajo. Y su principal desventaja es que es difícil de conseguir.

La principal diferencia entre APCP y otros combustibles sólidos el propulsor es el polvo, y una vez se trata y se funde con otros componentes se obtiene una fase sólida, lo cual resulta muy útil en el proceso de fabricación y en la capacidad de repetición requisitos muy necesarios para su uso en la industria aeroespacial.

Tiene un rango de impulso específico que oscila de 180 a 265 segundos en función de la configuración y el combustible de metal utilizado. Su nombre se debe a que está formado por un combustible y un oxidante, y al mezclarse se funden en un aglutinante de resina, todo ello combinado en una mezcla homogénea.

La mayor parte del propulsor la forma el perclorato de amonio que es el oxidante. El combustible utilizado es un metal en polvo, normalmente aluminio, aunque también puede ser también magnesio o cinc.

Las composiciones de APCP varían en función de los objetivos y de la aplicación. Las proporciones de masa utilizadas que proporcionan altos rendimientos están alrededor de un 70% oxidante, de un 15% de combustible y un 15% de resina. Para un menor rendimiento y también para menores emisiones de humos de escape se utilizan unas proporciones que están alrededor del 80% de oxidante, un 18% de resina y un 2% de combustible. En el caso del grupo WikiSat, según Ernest Arias[12], se ha seleccionado para la fabricación de sus cohetes con combustible sólido la siguiente composición:

- 70% Ammonium Perchlorate
- 9.99% Resin (Styrene and Phthalic anhydride)
- 0.01% Catalyst (Methyl ethyl ketone peroxide)
- 20% Fuel (Aluminum powder pure crystalline)

En la fabricación de APCP, el perclorato de amonio (AP) es el oxidante, el Styrene se mezcla con el Phthalic Anhydride y hace de aglutinante, el Methyl Ethyl Ketone Peroxide (MEKP) sirve como catalizador y el polvo de aluminio es el combustible. Un catalizador es una sustancia que está presente en una reacción química. Se está en contacto físico con los componentes e induce la reacción sin ser consumido por la propia reacción.

Perclorato de amonio es un compuesto o inorgánico, es sal del ácido perclórico y el hidróxido de amonio. El AP como otros percloratos es un potente oxidante y especialmente inestable. Para partícula de tamaños inferiores a 15 micrómetros se considera un explosivo y confiere poca toxicidad. Sus propiedades ya se vieron en el Annex B.2.

El Styrene es un líquido incoloro con olor dulce muy volátil. Se trata de un compuesto orgánico utilizado fundamentalmente en la producción de plásticos de polietileno y resinas. También es utilizado como producto intermedio en la síntesis de materiales para resinas de intercambio iónico y para producir copolímeros. El Styrene es poco tóxico. La exposición a esta sustancia en los humanos puede causar irritación de los ojos y efectos sobre el sistema nervioso central.

Table 14 Styrene properties

Molecular Formula	C ₈ H ₈
Molar mass	104.15 g/mol
Appearance	colorless oily liquid
Density	0.909 g/cm ³
Melting Point	-30 °C
Boiling point	145 °C

El Phthalic Anhydride es un gas incoloro compuesto de sólidos orgánicos que se utilizan en la producción de plastificantes para plásticos. También se usa en la producción de resinas de poliéster.

Table 15 Phthalic Anhydride properties

Molecular Formula	C ₈ H ₄ O ₃
Molar mass	148.1 g/mol
Appearance	white Flakes, solid
Density	1.53 g/cm ³
Melting Point	131 °C
Boiling point	295 °C

El Methyl Ethyl Ketone Peroxide es un peróxido orgánico. Es un explosivo muy inestable, es líquido, incoloro y aceitoso. Tiene baja sensibilidad a la temperatura y es más estable en almacenado. La exposición de esta sustancia en los humanos puede causar graves irritaciones en la piel y un progresivo daño corrosivo.

Table 16 Methyl Ethyl Ketone Peroxide properties

Molecular Formula	C ₄ H ₁₀ O ₄
Molar mass	122.3 g/mol
Appearance	Colorless, high-viscosity liquid
Density	1.170 g/cm ³
Shock sensitivity	High
Explosive velocity	Approx. 5,200 m/s

El aluminio en polvo es altamente inflamable creado por trituration de aluminio metálico en finos granos de material. El aluminio en polvo quema violentamente en la presencia de sustancias oxidantes y ciertos óxidos metálicos. A medida que es más fino, más peligroso es. Puede reaccionar con agua y con fuertes ácidos.

Table 17 Powdered Aluminum properties

Symbol	Al
Element category	Metal
Appearance	Fine, free-flowing, silvery powder.
Density	2.70 g/cm ³
Standard atomic weight	26.982 g/mol
Phase	solid
Melting Point	660.32 °C
Boiling point	2,327 °C
Odor	Odorless
Shock sensitivity	High
Explosive velocity	Approx. 5,200 m/s

ANNEX C. CÁMARA DE COMBUSTIÓN

La siguiente sección está dedicada al estudio de la cámara de combustión para la primera etapa y la principal referencia consultada es:

C.1 Diseño de la cámara de combustión

La cámara de combustión de un cohete de propulsor sólido es esencialmente un tanque de alta presión que contiene toda la masa de propulsor sólido, el grano. La tasa de generación de propulsores de gas es igual a la tasa de consumo de material sólido. La función de la cámara de combustión es retener los propulsores de un período suficiente para asegurar una combustión completa de la mezcla. El tiempo de permanencia necesario de combustión, es una función en la que intervienen muchos parámetros. El volumen de la cámara de combustión requiere una función de la tasa de flujo de la masa de los propulsores, la densidad media de los productos de la combustión, y el tiempo de permanencia necesario para una combustión eficiente. Esta relación puede expresarse por la siguiente ecuación:

$$V_c = q \bar{v} t_s$$

Donde V_c es el volumen de la cámara, q es la tasa de flujo másico de propulsor, \bar{v} es el volumen específico promedio, y el t_s es la estancia de tiempo del propulsor.

Un parámetro útil en relación con el tiempo y el volumen de la cámara de residencia es la longitud característica L^* , que es el volumen de la cámara dividida por el área de la garganta de la tobera.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t}$$

El concepto de L^* es difícil de alcanzar "combustion residence time", en pequeñas fracciones de segundo. Dado que el valor de A_t está en proporción casi directa al producto de q y V_c , L^* es esencialmente una función de t_s .

El método habitual de establecer L^* en un diseño de empuje para una nueva cámara se basa el tamaño del motor y en experiencias anteriores con propulsores similares. En función de un conjunto dado de condiciones de funcionamiento, tales como el tipo de carburante, relación de mezcla, presión de la cámara, el diseño de los inyectores, la geometría de la cámara, el valor mínimo requerido de L^* sólo puede ser evaluado por disparos reales de cámaras de empuje de experimentación. Los valores típicos de L^* para los diferentes propulsores se muestran en la Table 18. Con el área de la garganta y el mínimo L^* requerido. El volumen de la cámara se puede calcular por la ecuación:

$$L^* = \frac{V_c}{A_c}$$

Table 18 Chamber Characteristic Length, L^*

Propellant Combination	L^* , cm
Nitric acid/hydrazine-base fuel	76-89
Nitrogen tetroxide/hydrazine-base fuel	76-89
Hydrogen peroxide/RP-1 (including catalyst bed)	152-178
Liquid oxygen/RP-1	102-127
Liquid oxygen/ammonia	76-102
Liquid oxygen/liquid hydrogen (GH_2 injection)	56-71
Liquid oxygen/liquid hydrogen (LH_2 injection)	76-102
Liquid fluorine/liquid hydrogen (GH_2 injection)	56-66
Liquid fluorine/liquid hydrogen (LH_2 injection)	64-76
Liquid fluorine/hydrazine	61-71
Chlorine trifluoride/hydrazine-base fuel	51-89

En comparación con una cámara cilíndrica del mismo volumen, una cámara esférica o casi esférica, ofrece la ventaja de la superficie de refrigeración y de un menor peso. Pero tiene el inconveniente de que es más difícil de fabricar y de que en otros aspectos proporciona un peor rendimiento.

En el proceso de combustión total, la inyección de los reactivos hasta la finalización de las reacciones químicas y la conversión de los productos en los gases calientes, requiere una cantidad finita de tiempo y volumen, según lo expresado por la longitud característica L^* . El valor de este factor es significativamente mayor que la longitud lineal entre la cara del inyector y el plano de la garganta. La relación de contracción se define como la mayor área de sección transversal de la combustión dividida por el área de la garganta. Típicamente, los motores grandes se construyen con una relación de contracción baja y una longitud relativamente larga, y más cámaras pequeñas que emplean una gran contracción en relación con una longitud más corta, sin dejar de ofrecer suficiente L^* para la vaporización y el tiempo de combustión.

Como un buen punto de partida, en el proceso de dimensionado de una nueva cámara de combustión se basa en examinar las dimensiones de diseños anteriores que habían funcionado bien en la misma clase y trazado de datos. El tamaño de la garganta de un nuevo motor se puede generar con un grado razonable de confianza, así que tiene sentido para trazar los datos de las fuentes históricas en relación con el diámetro de la garganta. La Figure 27 muestra la Longitud de las parcelas de la cámara en función del diámetro de la boca (con la aproximación de la ecuación). Es importante no aplicar de salida cualquier programa de modelado, sino considerarlo como un punto de partida lógico para determinar el tamaño específico del motor.

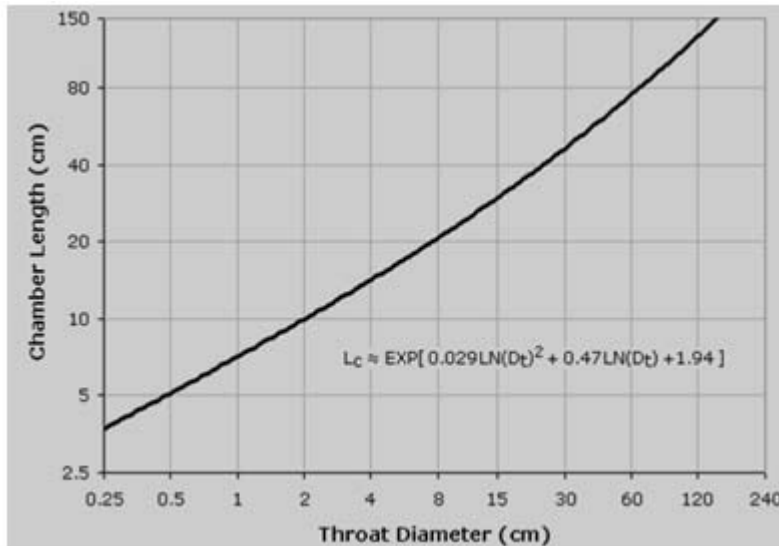


Figure 27 Longitud de las parcelas de la cámara en función del diámetro de la boca

El volumen aproximado de la cámara de combustión se puede expresar mediante la siguiente ecuación:

$$V_c = \frac{\pi}{24} \left[6L_c D_c^2 + \frac{D_c^3 - D_t^3}{\tan\theta} \right]$$

Y reorganizando la ecuación anterior obtenemos la siguiente expresión, que puede ser resuelta por el diámetro de la cámara a través de iteración:

$$D_c = \sqrt[3]{\frac{D_t^3 + \frac{24 \tan\theta V_c}{\pi}}{D_c + 6 \tan\theta L_c}}$$

C.2 Cámara de combustión de combustibles sólidos

La tasa de generación de propulsores de gas es igual a la tasa de consumo de material sólido.

$$\dot{m}_g = \rho_s A_b r$$

Donde:

\dot{m}_g = gas generation rate, mass per unit time

ρ_s = solid propellant density

A_b = area of burning surface

r = surface recession rate, length per unit time

La tasa de recesión de la superficie r , llamada velocidad de combustión, es una función determinada empíricamente de la composición de carburante y las condiciones determinadas en la cámara de combustión. Estas condiciones incluyen la temperatura del propulsor inicial, la presión de combustión, y la

velocidad de los productos gaseosos de la combustión sobre la superficie del sólido. La Figure muestra las velocidades de combustión de los propulsores en función de la presión y la temperatura inicial en ausencia de una velocidad del gas apreciable. Estas curvas se puede aproximar por:

$$r = ap_0^n$$

Donde a y n son constantes para cualquier curva y p_0 es la presión dentro de la cámara de combustión. El exponente de presión n es casi independiente de la temperatura del carburante. El coeficiente a es una función de la temperatura inicial del propulsor T_p , pero no una función de la presión. Inicialmente podemos hacer la siguiente aproximación de a

$$a = \frac{A}{T_1 - T_2}$$

C.2.1 Presión de combustión

Tanto el flujo másico de la tobera \dot{m}_n como la tasa de generación de gas \dot{m}_g dependen de la presión de la cámara de combustión p_0 , y esta a su vez depende de la masa de gas M_g dentro de la cámara. La tasa de aumento de gas almacenado dentro de la cámara de combustión es:

$$\frac{dM_g}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_0 V_0)$$

Donde ρ_0 es la densidad instantánea del gas en la cámara y V_0 el volumen instantáneo de gas. Teniendo en cuenta la recesión de la superficie de quemado, $\frac{dV_0}{dt} = rA_b$, de modo que

$$\frac{dM_g}{dt} = \rho_0 r A_b + V_0 \frac{d\rho_0}{dt}$$

La velocidad a la cual el gas fluye a través de la tobera viene dada por

$$\dot{m}_n = \frac{p_0}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^*$$

La conservación de la masa requiere equilibrio

$$\dot{m}_g = \frac{dM_g}{dt} + \dot{m}_n \quad \text{o} \quad \rho_p r A_b = \rho_0 r A_b + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} + \dot{m}_n$$

Donde la tasa de generación de gas es proporcional a p_0^n .

$$\rho_p A_b a p_0^n = \rho_0 A_b a p_0^n + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} + \frac{p_0}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A^*$$

La derivada de la densidad la podemos expresar como:

$$\frac{dp_0}{dt} = \frac{1}{RT_0} \frac{dp_0}{dt}$$

Desde T_0 es prácticamente independiente a los cambios de presión de combustión para un combustible sólido típico.

$$\frac{V_0}{RT_0} \frac{dp_0}{dt} = A_b a p_0^n (p_p - p_0) - \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}} A^* p_0$$

Y manteniendo constante la presión de combustión obtenemos la siguiente expresión de p_0

$$p_0 = \left[\frac{A_b}{A^*} \frac{a(p_p - p_0)}{\sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}}} \right]^{\frac{1}{(1-n)}}$$

El índice de combustión n debe ser menor que la unidad para obtener una combustión estable. Despreciando los términos almacenamiento relativamente pequeños de gas, la tasa de flujo de la tobera y la tasa de generación de gas deben ser iguales. Como demuestra la siguiente expresión el caudal de gas de la tobera es directamente proporcional a p_0 .

$$\frac{\dot{m}}{A^*} = \frac{p_0}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}$$

La figure 36 muestra las típicas curvas de tasa de flujo de la tobera y la tasa de generación de gas frente a la presión. Donde pueden apreciarse dos curvas de tasa de generación de gas, una para $n < 1$ y otra para $n > 1$, ambas con el mismo punto de funcionamiento (1). Considerando una pequeña disminución de la presión en el punto de funcionamiento, podemos ver que para $n < 1$ la tasa de generación de gas supera la tasa de flujo de la tobera (2) y por tanto la presión de la cámara volverá a su valor original. Para $n > 1$ cualquier pequeña disminución de presión de la cámara significa que la tasa de flujo de la tobera excederá la tasa de generación de gas, y la presión se reducirá aún más. Las pequeñas perturbaciones se amplifican y la combustión no puede ser estable. Por lo tanto para que la combustión sea estable n debe ser menor que la unidad. Los valores típicos de la tasa de quemado para propulsores sólidos tiene un exponente n que oscila en un rango de entre $0.4 < n < 0.7$.

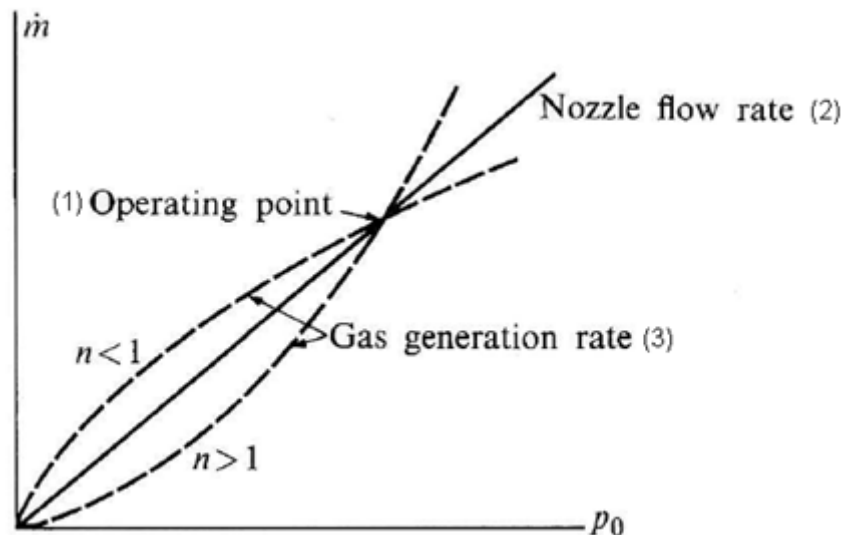


Figure 36 Stability arguments for solid-propellant combustion

C.3 Integridad de la cámara de combustión

La cámara de combustión de un motor sólido es grande ya que tiene que almacenar el combustible. Además, puesto que el alto empuje suele ser el requisito principal, el diámetro de la boca es grande. Las presiones experimentadas para las cámaras de combustión tanto de motores sólidos como de motores líquidos son casi iguales en los cohetes modernos - cerca de 50 bares. Sin embargo, el diseño de un recipiente grande para dar cabida a alta presión y a alta temperatura es mucho más difícil que la tarea de diseñar una embarcación pequeña. En general se utilizan aceros de alta resistencia, en el Ariane 5 se utilizan aceros 4SCDN-4-10.

C.3.1 La protección térmica

En los motores de combustible sólido las paredes no pueden enfriarse por el propulsor como en el motor de combustible líquido, y esto supone una dificultad considerable. Igual que en el caso de las cámaras de combustión de combustible líquido, la temperatura de combustión es mucho más alta que el punto de reblandecimiento de la mayoría de los metales. Los productos de combustión no pueden estar en contacto con las paredes durante periodos de tiempo prolongados a causa del desgaste. La mejor solución para las paredes es el propulsor de bonos, y recubrir las superficies restantes en el interior con una capa de aislamiento refractario. Esta técnica se conoce como *case bonding*, y se utiliza en la mayoría de los motores sólidos modernos. El grano se quema sólo en su superficie interior, por lo que cualquier daño causado en el carburante se mantiene por lo después de burn-out, debido a la caída repentina de la presión, que extingue la combustión. En misiones tripuladas donde se requiere un cuidado especial, se coloca una capa de material aislante entre el grano y la cubierta. El motor sólo tiene que operar por un corto tiempo, y después de este tiempo no importa si los componentes superan su temperatura de servicio, aunque, por supuesto, es importante para que puedan

ser reutilizados. Las condiciones y los requisitos son los mismos: para mantener las partes importantes frías, por un tiempo limitado, contra el aumento de temperatura de las superficies mayores a las del punto de fusión de los metales. El método utilizado se denomina ablación de refrigeración. La superficie es una estructura compuesta. La parte más alejada de la fuente de calor es el componente metálico estructural, que proporciona la fuerza y la rigidez si se mantiene fría. Esto se cubre con varias capas de materiales no metálicos, que tienen un doble propósito. Inalteradas, proporcionan buen aislamiento de calor, pero cuando se expone a todos los efectos de los gases calientes se evaporan lentamente, o producen ablaciones.

Este proceso extrae calor de vaporización de las capas de gas cercana a la superficie y forma una capa aislante de gas frío análoga a la prevista por la película de refrigeración en un motor de cohete de propulsor líquido. Los materiales utilizados son la combinaciones de fibras de sílice, resinas fenólicas (phenolic resins) y fibras de carbono. El material es resistente, porque es fibroso y flexible y no se agrieta, conserva su fuerza e integridad, incluso mientras comienzan a ser comidos por los gases calientes. El desarrollo de estos aislantes ablativos fue un paso vital en el desarrollo tanto de los motores sólidos como en las cápsulas de reingreso. El factor tiempo es por muy importante, ya que el proceso sólo funciona para un determinado periodo de tiempo. El tiempo se puede extender mediante la inclusión de uno o varios disipadores de calor en la construcción. Estas son las piezas gruesas de metal con una alta capacidad térmica, que se utilizan localmente para frenar el aumento de la temperatura de un componente sensible. No se puede utilizar para las casings, pero a menudo se utiliza en gargantas de toberas, en el que los componentes estructurales sensibles son más pequeños.

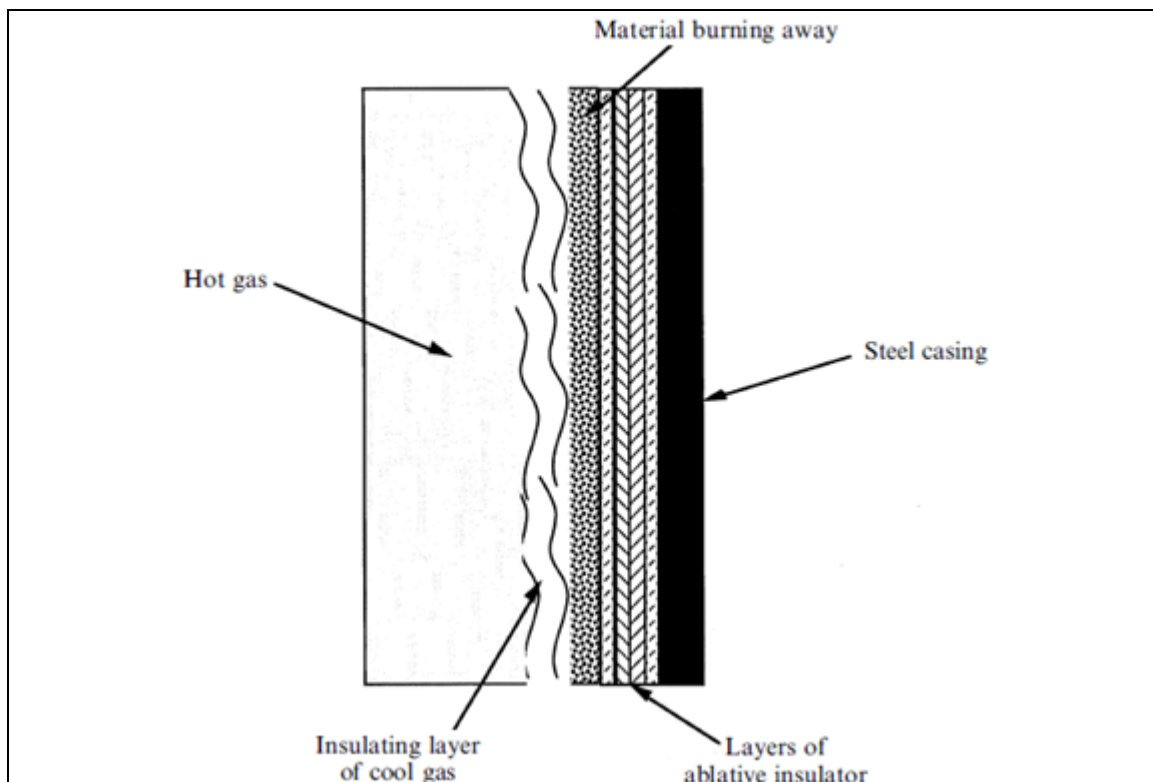


Figure 28 Thermal protection

Las caras del extremo del cartucho - que no deben quemar - están cubiertas con un inhibidor de aislamiento, y las otras superficies de la cámara están aisladas, como se muestra en la Figure 28. Esto es más fácil si el motor se divide en secciones, los grandes motores pueden consistir en varias secciones cilíndricas idénticas, así como la tapa superior y las secciones posteriores y separando cada forma en case-bonded en su sección. Para los impulsores de gran tamaño el grano se echa directamente en la sección de la cubierta después de que el aislamiento se instale. Este tipo de motores a menudo tienen fibra de carbono de plástico reforzado (CFRP, grafito plástico reforzado) en las paredes para mejorar la relación de masas.

C.3.2 juntas de intersección

Las juntas entre las partes tienen que ser a prueba de gas, y también tienen que transmitir las fuerzas derivadas de la orientación de alta de los propulsores. Una presión de combustión de 50 bares es suficiente para causar la deformación de las secciones cilíndricas, y las juntas deben poder soportarla. Las fuerzas involucradas son testimonio de la gran cantidad de elementos de sujeción evidente cuando se mira en un propulsor. Cada caso es un cilindro con la mínima sección posible (unos 12 mm) para reducir al mínimo la masa. En cada extremo tiene que haber una brida para sujetar los elementos de fijación y transmitir adecuadamente las fuerzas de la pared cilíndrica. Las secciones enteras de material sólido son un método seguro, pero es costoso, por ese motivo pueden emplearse otros métodos de formación de las bridas, como el flujo de inflexión.

Hay dos tipos de unión entre las secciones: articulación de la fábrica y el campo de la articulación (factory joint and the field joint). El conjunto se monta antes de instalar la carga, y los resultados se obtienen de la necesidad de hacer grandes cubiertas de refuerzo de elementos de acero de un tamaño manejable. Estas juntas pueden protegerse mediante aislamiento antes de instalar el grano, y son relativamente seguras. La articulación de campo se llama así porque está hecho "en el campo", es decir, en el lugar de ejecución y se utiliza debido a la imposibilidad de transportar y manejar un refuerzo completo. Las condiciones de campo fuera de la fábrica, y no pueden ser protegidas con el aislamiento de la misma forma como una articulación de fábrica, porque las dos caras de la carga propulsora se unen en el montaje, y el acceso a la superficie interna de la articulación es imposible.

El sellado más simple consiste en un anillo situado en una ranura en una pestaña, y es sujeta por la superficie de la brida de unión. Este sellado es bien probado es fiable, pero requiere de bridas muy duras y pesadas o de lo contrario la flexión de la estructura producida por el empuje podría abrir el sellado. Los sellos orgánicos como los anillos generalmente no resisten altas temperaturas, y deben estar protegidos. En general, para un simple cohete de combustible sólido actúa el empuje axial, por lo que la carga sobre las articulaciones actúa cerrando el conjunto incluso con más firmeza. Los refuerzos de presión que hay la posibilidad de una carga de flexión provocada por la asimetría de la estructura. Las simple face joints son bastante seguras en

los cohetes de combustible sólido, aunque strap-on en los refuerzos de presión es necesaria una articulación diferente.

Para reducir la masa y dar cierta protección frente a la flexión, se superponen las articulaciones que se utilizan entre las secciones. Mediante la superposición de las articulaciones la presión en el motor comprime los sellos del anillo, mientras que la flexión puede causar sólo pequeños movimientos transversales de las caras comunes.

Es necesario sea a prueba de gas a presiones de entre 50-60 bares, ya que cualquier fuga de gas caliente podría llegar a los componentes sensibles. Los anillos orgánicos al no poder soportar altas temperaturas, deben mantenerse dentro de un rango en torno a la temperatura ambiente. No pueden estar expuestos a los productos de combustión calientes, por lo que debe colocarse una barrera térmica entre los gases calientes y el sello. Normalmente esta barrera térmica es un sellador de silicona flexible o térmica "masilla".

C.4 Diseño de la cámara de combustión de la primera etapa

El diseño de la primera etapa se basa en un trabajo previo de Ernesto Arias [12], quien diseñó la segunda etapa de la WikiLauncher. Respecto a la etapa anterior, la primera etapa es mayor longitud y el diámetro. Un diseño inicial anterior fue estudiado por Esteve Bardolet [13] que se utilizó para el análisis de la trayectoria de peligros. Para la simulación actual se utiliza el simulador Moon2.0 (revisión 110623_2348) que establece que el tamaño de la primera etapa, para el lanzamiento de un globo con base el "El Arenosillo" (Preset: *LEO N-Prize Balloon*) es de 675 mm de longitud (Con la tobera) y 66 mm de diámetro. El tamaño de grano es el 10% el volumen total de la primera etapa es 2.09 dm³ en un volumen con forma de cilindro de 607.5 mm de longitud. La diferencia entre la longitud total y la longitud del grano se debe a la tobera y el mamparo de proa.

La construcción de la cámara de combustión es igual que la de la segunda etapa ya que se basa en materiales de bajo costo, y se vuelven a utilizar los productos comerciales nacionales. El producto comercial adecuado para la cámara de combustión puede ser el acero. Hay muchos vasos de acero disponible en el mercado nacional y hemos seleccionado un espray común con el volumen adecuado y el diámetro, como se muestra en la Figure 29.

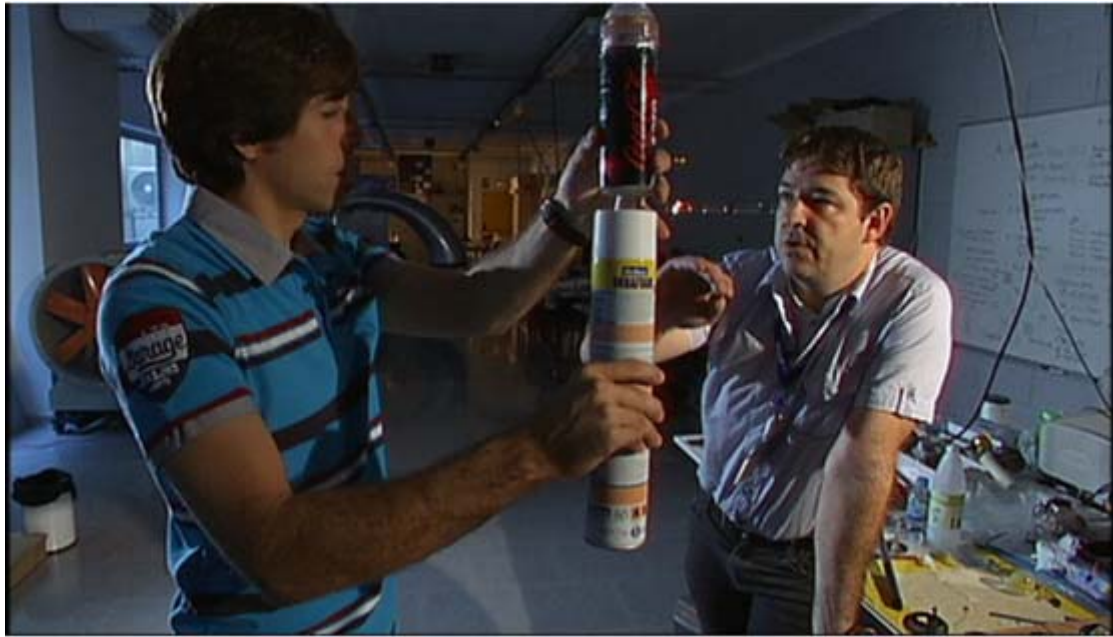


Figure 29 A common spray vessels to be used as the combustion chamber

Con el fin de validar el producto que hemos seleccionado, se han realizado algunas pruebas de presión y de estrés térmico. Después, se ha validado el producto interno para la construcción de la cámara de combustión primera etapa.

ANNEX D. MECANIZADO DE LA TOBERA

Estos son los pasos básicos que hemos seguido para el mecanizado de la tobera:

1. Medida y corte de la barra de acero redonda, a la longitud requerida, incrementada con un pequeño margen (1.5 mm) por si el corte no estuviera totalmente a escuadra.
2. La pieza se fija centrada en el torno, y ambos extremos son refrentados, dejándolos completamente a escuadra. Deberá eliminarse todo el material sobrante de tal forma que, la pieza se quede de una longitud igual a la longitud final de la tobera.
3. Luego se efectúa el cilindrado de la superficie externa de la pieza. Sujete la pieza dejándola sobresalir algo más de la mitad de la longitud total. elimine el material necesario de la superficie hasta que la pieza gire completamente centrada (quite, digamos, 10 o 20 milésimas de pulgada (0.25 ó 0.5 mm). Retire la pieza y fijela del otro lado, y repita la operación. Las operaciones de cilindrado y refrentado se muestran en la Figure 30.

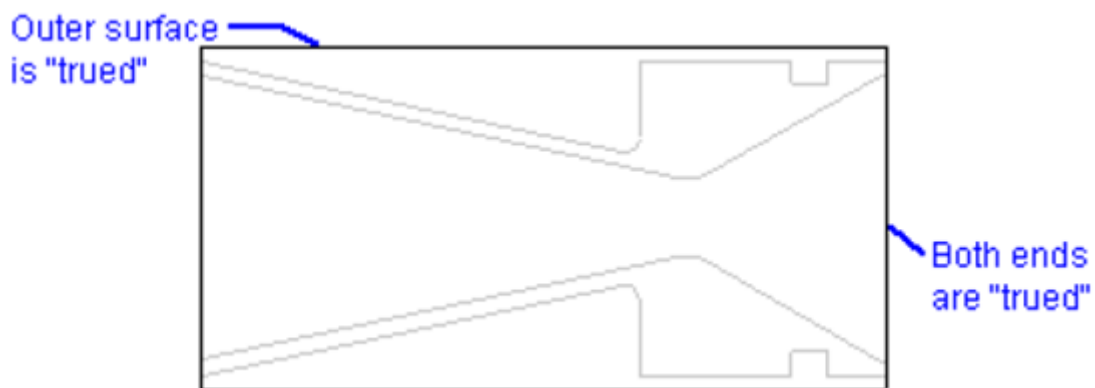


Figure 30 Cilindrado y refrentado de las superficies exteriores

4. Después, la parte de la tobera que penetra en la cubierta del motor debe ser cilindrada al diámetro indicado en el plano, tal como se muestra en la Figura 31. Antes de realizar cualquier corte, mida el diámetro (D) de la pieza.

El grosor del material a eliminar (t) siempre viene dado por:

$t = (D - D_f)/2$ donde D_f es el diámetro final que se indica en el plano.

En otras palabras, el diámetro de la pieza se reduce dos veces en la medida a cortar. Realice la operación de cilindrado, corte una cantidad adecuada de material en cada pasada.

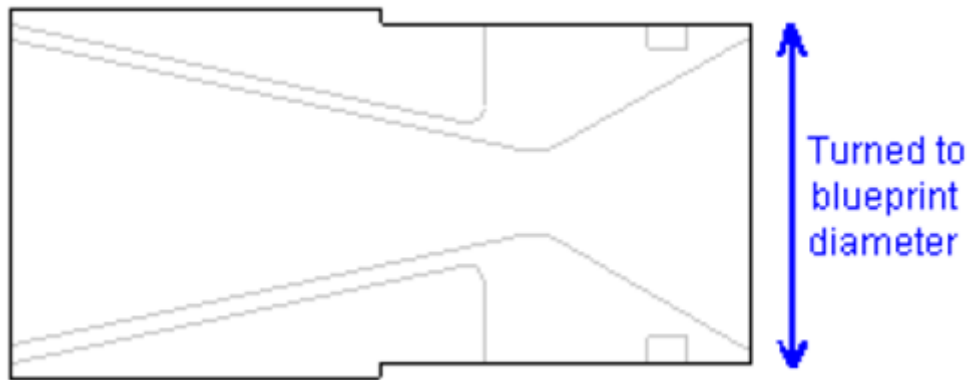


Figure 31 Cilindrado de la parte de la tobera que penetra en la cubierta del motor

5. El alojamiento de la junta tórica se mecaniza a continuación. Hay que asegurarse que la pieza está montada con el mínimo de distancia entre el plato y el contrapunto pero con distancia suficiente para mover la herramienta de corte. Esto debe asegurar que la pieza quede rígidamente apoyada tanto como sea posible, ya que la operación de corte del alojamiento de las juntas es difícil y es probable que produzca vibración. Como una cuchilla comercial de corte es normalmente de 0.09" (2.3 mm), después de realizar el primer corte, deberá desplazar la herramienta y realizar un segundo corte para ensanchar el surco. El corte deberá realizarse a una velocidad de rotación considerablemente más baja que la usada para el cilindrado. La profundidad de corte deberá ser moderada. Si se intenta un corte demasiado profundo, la herramienta puede quedar enganchada en la pieza, y ésta posiblemente destruida (esto me ha pasado más de una vez). Asegúrese que la herramienta de tronzar es muy aguda, con los ángulos de corte y de salida apropiados. El filo deberá estar situado ligeramente por debajo de la línea media de la pieza. Si la herramienta está situada un poco alta tendrá tendencia a subir. La profundidad del surco es más fácil de determinar usando el calibre para medir el diámetro de la sección acanalada. De otra manera, usando un medidor de profundidad para medirla directamente. La mayor parte de calibres disponen un indicador de profundidad. Después de cortar el surco a la profundidad indicada en el plano, es conveniente matar el filo de los dos bordes agudos del surco (una lima fina es adecuada para tal fin).

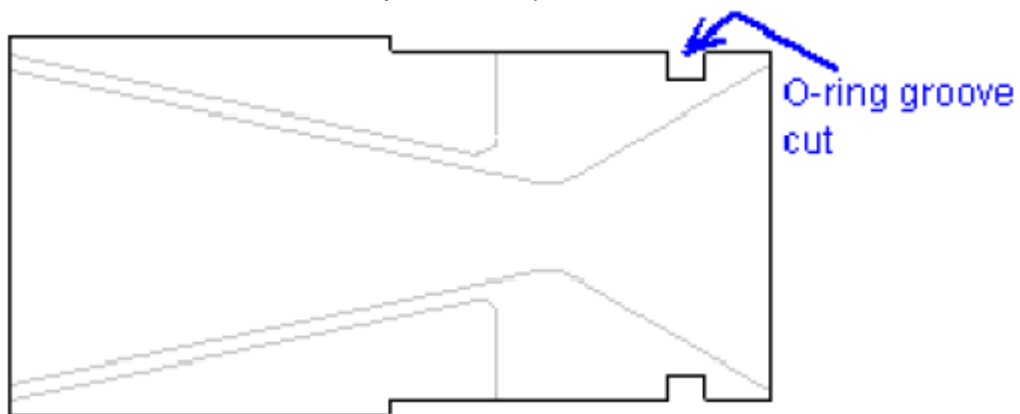


Figure 32 Corte del alojamiento de la junta toroide

6. Después, instalamos la broca de centrar en el porta brocas situado en el contrapunto y taladramos un agujero en el centro de ambos finales de la pieza.
7. Taladramos la pieza al diámetro de la garganta de la tobera. Lo mejor es taladrar aproximadamente la mitad de la longitud de la pieza, luego dar la vuelta a la misma y taladrar la profundidad restante. Use mucho líquido de refrigerar, y limpie a fondo las espirales de la broca con regularidad. Si el diámetro de garganta es muy grande, puede ser prudente taladrar antes, a un diámetro más pequeño.
8. Los conos convergentes y divergentes interiores los mecanizados después, como se muestra en la Figure 33.

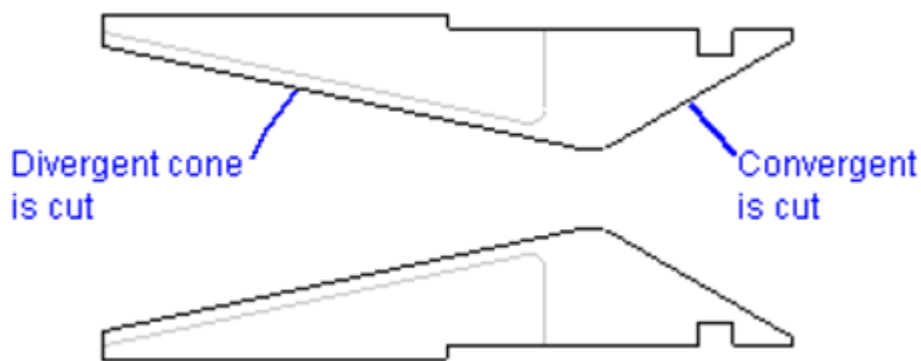


Figure 33 Los perfiles interiores están vaciados hacia fuera

Hay dos posibilidades. Una, usar una herramienta de corte para interiores y cortar las partes cónicas en varias pasadas, o bien, usar una serie de brocas cada vez más grandes para crear un "cono escalonado" (Figure 34) y luego con una herramienta de corte para interiores dar el perfil deseado.

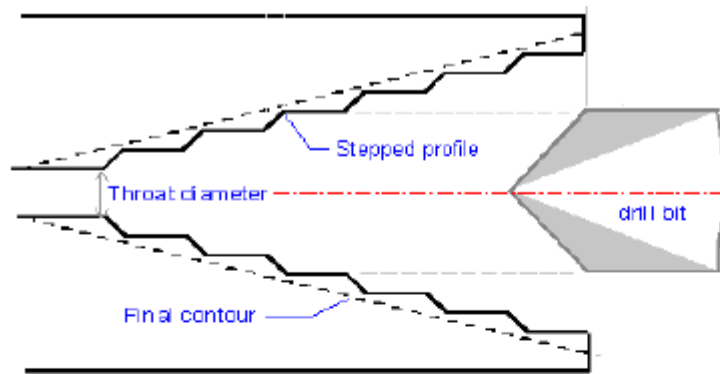


Figure 34 Operaciones de taladrado y torneado

El segundo método es el que hemos usado, hemos comprobado que este método reduce enormemente el esfuerzo requerido para realizar los perfiles interiores convergentes y divergentes. También, reduce enormemente el trabajo de torneado interior y el tiempo requerido para fabricar una tobera. Para usar este método a pleno rendimiento, es necesario, desde luego, disponer de un juego de brocas suficientemente grandes. Saber exactamente cuál es la profundidad de taladrado para cada tamaño incremental es crítico. El taladrar demasiado profundamente puede acabar con una tobera potencial. Después del taladrar todos los agujeros requeridos, el resultado es un perfil "escalonado".

Finalmente la superficie del perfil indicado en el plano, se realiza mediante la utilización de una herramienta de corte para interiores, ajustando previamente el carro pequeño o "charriot" al ángulo requerido. El diámetro de salida (o el de entrada) indicado en el plano es el que determina cuando se ha completado la operación de torneado de las conicidades interiores. Durante esta fase de mecanizado, la velocidad giro debería ser la misma que la utilizada para el cilindrado, o ligeramente más alta (Una velocidad demasiado alta provocará un sonido chirriante muy agudo de la herramienta de corte). La profundidad de corte debe ser pequeña sólo unas décimas cada pasada. Si intentamos cortar demasiado material, sólo conseguiremos que la barra

que sostiene la herramienta de corte se flexione y el corte no será perfecto.

9. Una vez que los perfiles interiores han sido mecanizados, el último paso de la operación de torneado es realizar el perfil externo del cono divergente, tal como se muestra en la Figure 35.

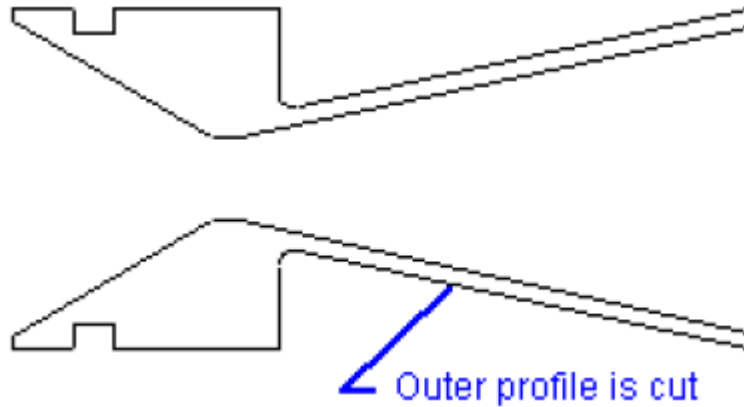


Figure 35 Torneado del perfil exterior del cono divergente

Para realizar este paso, primero, hemos situado el carro pequeño o “Charriot” en el ángulo divergente especificado y seguidamente llevar a cabo la operación de torneado requerida. Esta es una operación sencilla y se puede realizar relativamente rápido, haciendo cortes paralelos sucesivos al eje de la pieza, con ayuda del carro cruzado con avance automático.

Una vez que el material ha sido suficientemente adelgazado, la pieza puede comenzar a vibrar en una frecuencia alta como un chirrido o toque de campana. Esto puede provocar un acabado superficial deficiente. Para eliminar esta vibración, simplemente llene con masilla o plastilina en la parte divergente de la tobera.



Figure 36 Utilización del carro con avance automático para cortar el metal rápido y fácilmente

10. El acabado final de la operación de torneado de la tobera, implica el uso de papel de lija para pulir las superficies de flujo dentro del inyector, y a la entrada de la garganta. Este último paso es importante, ya que la eficacia del inyector se ve fuertemente afectada por como el flujo de los productos de combustión discurren en esta zona. La entrada a la garganta es la zona de más alta aceleración de los productos de combustión que en cualquier otra parte de la tobera. Es deseable reducir al mínimo la aceleración del flujo, para reducir el retraso de velocidad de partícula asociado con el flujo de dos fases. El métodos que hemos usado para pulir la entrada de la garganta es, cubriendo con papel de esmeril un vástago redondo de madera (de diámetro ligeramente menor que la garganta) con el torno girando a máxima velocidad. Al mismo tiempo, las superficies exteriores de la tobera también pueden pulirse, para eliminar las posibles rugosidades superficiales, surgidas durante la operación de torneado.
11. Sólo falta una tarea para completar el acabado de la tobera, se deben taladrar y roscar los agujeros de los tornillos de sujeción (a no ser que, se vayan a usar anillos elásticos (seger) para fijarla tobera). Como quiera que es importante que estos agujeros se alineen con precisión con los agujeros correspondientes en la cubierta de motor, lo mejor es montar el conjunto temporalmente antes de taladrar. La instalación de las juntas toroidales ayudan a sostener el inyector firmemente en su lugar, utilizar juntas usadas ya que probablemente serán dañadas en el desmontaje. Lubrique con grasa para facilitar la instalación de las juntas. En el siguiente paso debe marcar con exactitud la posición de los agujeros

sobre la cubierta (recuerde, los agujeros siempre deberían estar a una distancia del borde de al menos $1.5xD$, preferentemente $2xD$, siendo "D" es el diámetro del taladro). Esto se puede lograr cortando una tira de papel (de 1 cm.) y envolviendo con ella una sola vuelta alrededor de la cubierta. Con un lápiz, hacemos una señal que indique donde se cruzan ambos extremos de la tira. Esto le dará la longitud de la circunferencia de la cubierta. Retire la tira de papel y, usando a una regla, dividimos la longitud de la circunferencia en el mismo número de partes iguales al número de agujeros requeridos. Las señales de lápiz sobre la tira de papel indican la posición de los taladros, luego envolvemos de nuevo el papel alrededor de la cubierta y transferimos estas señales a la misma. Después, con un punzón centramos la posición de los taladros. Taladramos un agujero en cada posición en la cubierta y en el inyector, comenzando el proceso de taladrar con una broca de centrar. Después de que este agujero piloto haya sido taladrado (ha de ser de poca profundidad), desmontamos la tobera de la cubierta. Seguidamente los agujeros en la tobera son taladrados a la profundidad indicada en el plano y con el diámetro correcto para el tamaño del paso de rosca.



Figure 37 Roscado de los agujeros de fijación

Hemos utilizado mucho lubricante y realizado la operación de roscado despacio, invirtiendo la dirección de rotación del macho con frecuencia para romper las virutas. Hemos girado $\frac{1}{4}$ de vuelta y después retrocedido hacia fuera $\frac{3}{4}$ de vuelta repitiendo esta secuencia hasta que el agujero ha estado completamente roscado.